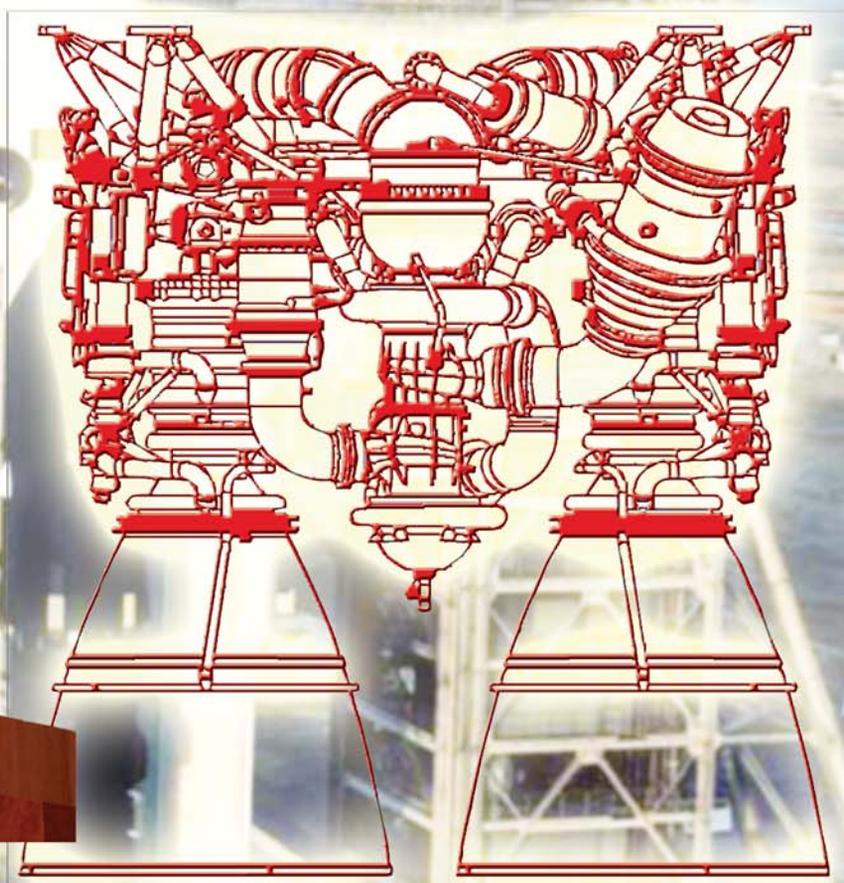




Двигатель

Научно-технический журнал № 4 (124 + 244) 2019



В.К. Чванов, Д.С. Пушкарёв, В.Ф. Рахманин :
Эффективное сохранение уникальных новых технологий мощных кислородно-керосиновых ЖРД и сохранение сложившейся кооперации предприятий-смежников возможно только при сохранении производства двигателя РД180, как наиболее показательного представителя семейства, сложившегося на высокотехнологичном международном уровне. СТР 4 - 12



2007 2005 2004



Научно-техническое издание по освещению проблем в промышленности

2016

2010



Памятная медаль к 100-летию Г.М. Бериева

Медаль АМКОВ "Преодоление"



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, МГУ им. Н.Э. Баумана
- Богуслаев В.А., д.т.н.,** Президент АО "МОТОР СИЧ"
- Воронков Ю.С., к.т.н.,** зав. кафедрой История науки РГУ
- Гейкин В.А., д.т.н.,** заместитель генерального директора - руководитель приоритетного технологического направления "Технологии двигателестроения" АО "ОДК", директор филиала НИИД АО "НПЦ газотурбостроения "Салют"
- Дмитриев В.Г., член-корр. РАН,** главный научный сотрудник ГНЦ "ЦАГИ"
- Драгунов В.К., д.т.н.,** проректор по научной работе НИУ "МЭИ"
- Жердев А.А., д.т.н.,** Декан факультета "Энергомашиностроение", руководитель Научно-учебного комплекса МГУ им. Н.Э. Баумана
- 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
- 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. Льюка
- Пустовгаров Ю.Л.,** генеральный директор ПАО «Казанский вертолетный завод»
- Равикович Ю.А., д.т.н.,** проректор по научной работе МАИ
- Рачук В.С., д.т.н.,** председатель НТС АО "НПО Энергомаш"
- Рогалёв Н. Д., д.т.н.,** ректор НИУ "МЭИ"
- 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 МГУ 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 Лиознов,

Андрей Иванович Касьян, к.т.н.

Юрий Романович Сергей, к.т.н.

Максим Анатольевич Розсыпало

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":

111250, Россия, Москва,

ул. Красноказарменная, 14.

Тел./факс: +7(495) 362-7891

boeff@yandex.ru

dvigatell@yandex.ru

aib50@yandex.ru

www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2019 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, 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 1400 в общероссийском Перечне 2015 г.

Научно-технический журнал "Двигатель" ©

зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Per. № 018414 от 11.01.1999 г.

21-й (112-й) год издания.

Отпечатано

ООО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.

Тираж 3 000 экз.

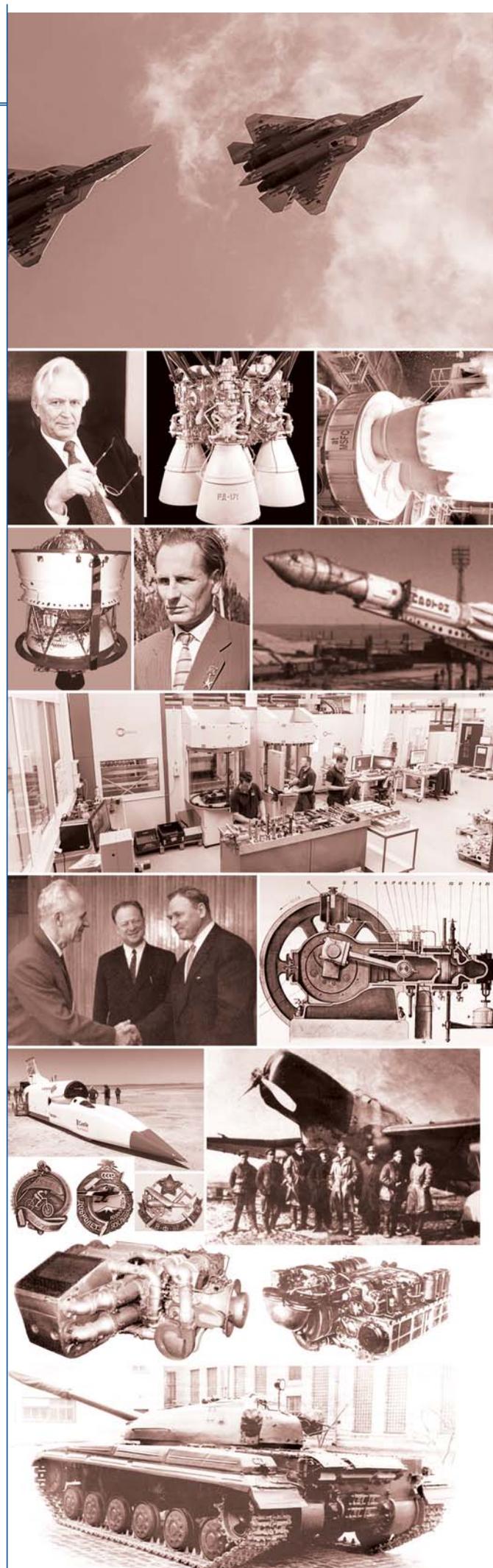
Периодичность: 6 выпусков в год.

Цена свободная.



СОДЕРЖАНИЕ

- 2 Вот и промчался МАКС 2019. По материалам ОАО "Авиасалон"**
Фотографии: Д.А. Боев, А.Н. Скворцов, Д.А. Николаева
- 4 Двигатель РД180 - научно-техническое достояние страны - должен быть использован в новейших разработках космических ракет**
В.К. Чванов, Д.С. Пушкарёв, В.Ф. Рахманин
- 13 Цель - космос. К юбилею Б.И. Каторгина**
- 14 Центробежный движитель для летательных аппаратов в безвоздушном пространстве**
Ю.Б. Назаренко
- 16 Изготовление прецизионных деталей на производстве с высокой степенью автоматизации**
- 20 Турбулентность. Пять теорем как инструмент глобального преобразования уравнений сохранения в целях разработки новых подходов к вычислительной газовой динамике**
Ю.М. Кочетков
- 23 Горение топливно-воздушной смеси, или скрытый потенциал поршневых моторов**
И.В. Ниппард
- 24 Обоснование предельных инвестиций и рентабельности производства ГТД**
И.И. Ицкович, О.В. Камакина
- 26 Ещё о битве воды и воздуха, или история о том, почему и как пытались перепрофилировать завод в Перми. Страницы истории завода №19 в 1940-1941 гг.**
В.П. Иванов
- 31 История авиации в моделях. Вертолёт с пропульсивным двигателем**
В.Г. Иванов
- 32 Двигатель внутреннего сгорания из прошлого. "Нефтянка"**
О.И. Тархова
- 34 Памяти Анатолия Николаевича Петухова**
- 36 Мысль в постоянном движении. Движение - в космосе**
А.М. Песляк
- 38 Модель самолёта Шабского идентифицирована по фотографии**
Ю.В. Кузьмин
- 40 Значки, знаки и жетоны авиаторов, автомобилистов и велосипедистов на самом большом столичном аукционе российских наград**
А.В. Барановский
- 42 Фотографии из семейного архива Алексея Александровича Чаромского (В дополнение к статье: "Алексей Дмитриевич Чаромский: человек, инженер")**
Д.А. Боев, А.А. Чаромский
- 46 Танки: от и до**
О.Н. Брилёв
- 54 Безальтернативный материал геометрически точных ЭИ станков**



ВОТ И ПРОМЧАЛСЯ МАКС 2019

XIV Международный авиационно-космический салон МАКС-2019, проходивший в период с 27 августа по 1 сентября 2019 года, завершил свою работу. Стоимость подписанных в дни работы салона контрактов и соглашений превысила 250 млрд рублей, деловой потенциал мероприятия оценивается в 400 млрд рублей.

Выставку посетило 578 тыс. 810 участников и гостей.

МАКС-2019 начал свою работу во вторник, 27 августа. Президент Российской Федерации Владимир Путин и Президент Турции Реджеп Тайип Эрдоган выступили с приветствиями на торжественной церемонии открытия, осмотрели экспозиции участников авиасалона и ознакомились с образцами авиационной техники: новейшим российским истребителем Су-57, истребителем Су-35,

средним вертолетом Ка-62, тяжелым вертолетом Ми-38, самолетом-амфибией Бе-200. Президенты поднялись на борт пассажирского среднемагистрального

самолета МС-21, осмотрели кабину пилотов и салон лайнера. В ходе посещения павильона "Роскосмоса" они ознакомились с продукцией предприятий НПО им. Лавочкина, РКК "Энергия" и "Энергомаш".

Международные авиационно-космические салоны заслуженно занимают видное место среди крупнейших и наиболее престижных аэрокосмических выставок мира. Подтверждая этот высокий статус, МАКС-2019 собрал 827 экспонентов из 33 стран, включая 184 зарубежных компании. Впервые в истории салонов МАКС выставка проводится при партнерском участии Китайской Народной Республики. В специально возведенном павильоне площадью 3 тыс. кв.м. разместились экспозиции крупнейших аэрокосмических компаний КНР. Также сформировано девять национальных павильонов.

Лидеры российской авиационной и космической отраслей, крупнейшие мировые производители представили свою продукцию на площади 26,5 тыс. кв.м. в павильонах и на 45 тыс. кв.м. открытых площадок и статических стоянок. Ключевым событием МАКС-2019 стала мировая премьера среднемагистрального пассажирского само-

лета МС-21-300.

Макет перспективного российско-китайского широкофюзеляжного дальнемагистрального самолета CR929 впервые показан в России. Макет включает кабину экипажа, фрагменты салонов первого, бизнес- и экономического классов, служебные помещения. Четверка истребителей пятого поколения Су-57 приняла участие в демонстрационных полетах. Впервые экспортный вариант Су-57Э показан и на статической стоянке. Конвертируемый самолет-заправщик Ил-78М-90А также демонстрируется в первый раз.

Холдинг "Вертолеты России" представил ряд новинок, в том числе впервые был показан в полете средний многоцелевой вертолет Ка-62, в первый раз в выставке принял участие первый серийный образец Ми-38 с салоном повышенной комфортности. Вертолет "Ансат" демонстрировался с салоном VVIP, разработанным в партнерстве с институтом НАМИ - создателем лимузинов Aurus.

На статической стоянке показаны перспективный тяжелый беспилотник "Орион-2" и экспортный БПЛА "Орион-Э".

Иностранные авиапроизводители представили ряд самолетов, ранее не демонстрировавшийся в России. Среди них ближнемагистральный лайнер Embraer E-195E2 в окраске Tech Lion, бизнес-джет Pilatus PC-24, способный базироваться на грунтовых аэродромах и легкий самолет Piper M500. Широкофюзеляжный самолет Airbus A350-900 уже участвовал в салонах МАКС, однако в 2019 году показаны элементы решения Airbus Connected Experience.

Впервые в рамках МАКС были организованы специальные экспозиции и разделы по авиации общего назначения, в рамках которых продемонстрировано около 50 легких и сверхлегких воздушных судов, по беспилотным авиационным системам, с участием разработчиков и производителей беспилотных летательных аппаратов, эксплуатантов беспилотных авиационных систем. В павильоне "Авиационные регионы России" были сформированы коллективные экспозиции Республики Татарстан, Самарской и Ульяновской областей, Пермского края.

Как отечественные, так и зарубежные участники отметили увеличение деловой активности, рост интенсивности проведения переговоров и встреч по сравнению с прошлыми салонами МАКС. За первые три дня работы - так называемые дни специалистов - выставку посетили 143,5 тыс. специалистов, что значительно превышает показатели минувших лет. С продукцией российских компаний ознакомились члены 120 официальных делегаций, прибывших по линии "Рособоронэкспорта".

В дни работы выставки было проведено около 90 конференций, семинаров, круглых столов, стратегических сессий, участниками которых стало свыше 2000 специалистов. Ряд научных мероприятий, организованных институтами ЦАГИ, ВИАМ и ГосНИИАС, проведен в рамках МАКС-2019 на внешних площадках. В третий раз прошел Евразийский аэрокосмический конгресс, организо-

По материалам ОАО "Авиасалон" Фотографии: Д.А. Боев, А.Н. Скворцов, Д.А. Николаева



ванный Евразийским партнерством аэрокосмических кластеров и Правительством Самарской области. Мероприятие собрало свыше 700 делегатов.

Впервые в рамках МАКС организован раздел Future Hub / "Вузовская наука и авиационно-техническое творчество молодежи". На его площадке состоялось более 40 событий, участниками которых стали свыше 2500 человек. Помимо конференций и круглых столов, посвященных кадровой проблематике, подготовке инженерных и научных кадров, проводились профориентационные мероприятия, открытые лекции и мастер-классы.

В третий раз проведен "День студента". В пятницу, 30 августа, возможностью бесплатно посетить выставку воспользовалось около 7 тыс. учащихся дневных отделений высших и средних специальных



учебных заведений.

По традиции МАКС стал местом заключения контрактов и соглашений на поставку авиационной техники, документов, закладывающих фундамент дальнейшего взаимовыгодного сотрудничества. Соглашения о сотрудничестве с крупнейшими российскими авиапроизводителями подписал "Новикомбанк" - генеральный финансовый партнер салона. Подписанные соглашения оцениваются в 248 млрд рублей.

Плодотворно работали клиенты сервиса назначения деловых встреч в формате MatchMaking, который в этом году проводился прежде всего в интересах малого и среднего бизнеса. Прошло 256 встреч, деловой потенциал которых, согласно результатам опроса экспонентов, составил более 8 млрд рублей. Всего на авиасалоне прошло более 3000 деловых встреч в специальных форматах.

Ассоциацией АССАД было проведено заседание, посвященное 130-летию великого пионера авиации И.И. Сикорского. В мероприятии участвовал сын конструктора, приехавший из Америки.

Суммарный деловой потенциал МАКС-2019 оценивается в 400 млрд рублей, не считая переговоров, проведенных по линии военно-технического сотрудничества. Последние, по заявлениям спецэксперта "Рособоронэкспорт", исчисляются миллиардами долларов.

Насыщенная летная программа традиционно выделяет МАКС в числе крупных международных выставок. В ходе МАКС-2019 свое мастерство представили авиационные группы высшего пилотажа Воздушно-космических сил Российской Федерации "Русские Витязи", "Соколы России" и "Стрижи". Впервые представлена программа "Воздушный бой с элементами сверхманевренности", выполняемая двумя истребителями Су-30СМ Морской авиации ВМФ России. С насыщенными программами выступили пилотажные группы "Русь", "Первый полет", "Колибри" и гости из Прибалтики - группы Baltic Bees Jet Team и ANBO.

Новинкой МАКС-2019 стало проведение соревнований по высшему пилотажу на одномоторных поршневых самолетах.

Лучшие российские спортсмены, отобранные в ходе состоявшегося в июле отборочного тура, сразились за приз "Кубка МАКС-2019". Победу в состязании одержал золотой призер Чемпионата Европы 2019 года Дмитрий Самохвалов. В летной программе приняли участие 81 летательный аппарат, включая 39 самолетов в составе



восьми пилотажных групп. На статической стоянке МАКС-2019 было представлено 133 летательных аппарата. С учетом того, что часть самолетов и вертолетов демонстрировалась и на статической стоянке, и в летном показе, общее количество представленных воздушных судов достигло 202.

Благодаря высокопрофессиональной работе членов межведомственной комиссии, специалистов "ЛИИ имени М.М. Громова", ОАО "Авиапром" и ОАО "Авиасалон" был обеспечен высокий уровень безопасности полетов.

Для комфортной доставки участников и гостей мероприятия компанией ГУП МО "Мострансавто" было организовано движение автобусов большой вместимости. В первые три дня сообщение осуществлялось по двум специальным маршрутам, а в дни массового посещения - по четырем маршрутам, связывающим два контрольно-пропускных пункта выставочного комп-



лекса в два железнодорожными платформами, перехватывающей парковкой в "Быково" и с остановкой в г. Жуковский. В дни массового посещения по маршрутам курсировало 84 автобуса, в том числе 45 - на линии, связавшей платформу "Отдых" с выставочным комплексом. Железнодорожное сообщение, организованное Центральной пассажирской пригородной компанией, в публичные дни работало в режиме пиковых нагрузок. Были назначены дополнительные электропоезда. Для гостей, прибывающих автомобильным транспортом, организованы парковки на территории выставочного комплекса на 8 тыс. машиномест, а также бесплатная перехватывающая парковка в "Быково", где могли разместиться до 12 тыс. автомобилей.

Впервые в 2019 году добраться на МАКС можно было на вертолетом-такси. Компания HeliExpress за шесть дней перевезла из хелипарка "Подушкино" в Одинцовском районе на выставку и обратно 150 человек.

В проведении мероприятий МАКС-2019 существенную помощь оказали 300 волонтеров, отобранных из числа учащихся и студентов Московской области.

Для того чтобы обеспечить комфортное пребывание посетителей на территории выставочного комплекса, организаторы Салона развернули сеть точек общественного питания, предложивших разнообразное меню.

Общественную и антитеррористическую безопасность в дни проведения МАКС-2019 на территории ЛИИ им. Громова и городского округа Жуковского обеспечивали 2550 сотрудников полиции, военнослужащих Росгвардии. С воздуха мониторинг территории выставочного комплекса вели вертолет и аэростат. В дни проведения Салона чрезвычайных происшествий и правонарушений не допущено.

Учитывая высокий интерес общества к авиации, организаторами МАКС-2019 проведена аккредитация для работы на салоне 3100 сотрудников СМИ и независимых журналистов из 594 российских и 238 зарубежных СМИ, включая 103 российских и зарубежных телеканала. Официальные аккаунты МАКС-2019 в крупнейших социальных сетях позволили подписчикам следить за новостями и обмениваться мнениями.



ДВИГАТЕЛЬ РД180 - НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ДОСТОЯНИЕ СТРАНЫ - ДОЛЖЕН БЫТЬ ИСПОЛЬЗОВАН В НОВЕЙШИХ РАЗРАБОТКАХ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТ

АО "НПО Энергомаш":

Владимир Константинович Чванов, докт. техн. наук

Дмитрий Сергеевич Пушкарёв, канд. техн. наук

Вячеслав Фёдорович Рахманин, канд. техн. наук, ветеран АО "НПО Энергомаш"

В данной статье на историко-документальной основе излагаются фрагменты развития отечественного ракетостроения. Наибольшее внимание уделено разработке самого совершенного в своем классе двигателя РД180. Этот двигатель на нынешнем этапе смены поколений конструкторов и совершенствования методов создания наукоемкой техники по праву является эталоном жидкостного ракетного двигателя (ЖРД), вобравшим в свою конструкцию более чем шестидесятилетний опыт конструирования ракетных двигателей.

По уровню основных технических характеристик и надежности этот двигатель может быть отнесен к национальному достоянию нашей страны. Продолжить трудовую биографию двигателя РД180 в составе современных ракет-носителей (РН) – достойная задача и благородное дело для нынешних разработчиков космических ракет.

Введение

Отечественное промышленное ракетостроение началось с выпуска правительственного Постановления от 13 мая 1946 г. "Вопросы реактивного вооружения". Этим Постановлением был заложен фундамент отечественной ракетостроительной отрасли и сделан государственный заказ на изготовление первой отечественной ракеты дальнего действия Р-1, которая являлась копией немецкой ракеты А-4 (Фау-2), изготовленной на советских заводах из отечественных материалов по адаптированной к отечественному производственному оборудованию технологии.

Все последующие ракетные комплексы дальнего действия как боевые, так и космические, начиная с Р-2, разрабатывались по техническим предложениям, внесенным в Правительство главными конструкторами С.П. Королевым, М.К. Янгелем, В.Н. Челомеем, В.П. Глушко, стоящими во главе кооперации промышленных предприятий и научных организаций. Единого долгосрочного перспективного плана разработки ракетной техники в стране не существовало. Каждое правительственное Постановление о начале разработки очередного ракетного комплекса начиналось так: "Принять предложения...", и далее перечислялись участники разработки: промышленные министерства и ведомства, Министерство обороны, опытные конструкторские бюро (ОКБ), научно-исследовательские институты (НИИ), заводы (с указанием в скобках руководителей), обязательно Академия наук СССР и т.д.

Предлагаемые главными конструкторами ОКБ очередные проекты ракетных комплексов основывались на применении новейших для того времени научно-технических и технологических достижениях и отличались от предыдущих комплексов, находящихся или готовящихся к сдаче в эксплуатацию, более совершенными тактико-техническими и эксплуатационными характеристиками с расширенными возможностями боевого применения.

На первом этапе отечественного ракетостроения главной и основной задачей было обеспечение обороноспособности страны. Вопросы создания космической техники ограничивались выполнением научно-технических расчетов и докладами на научных конференциях с их обсуждениями представителями ракетных ОКБ и некоторых членов Академии наук СССР.

Однако поскольку ракеты дальнего действия являются изделиями "двойного назначения" - в зависимости от снаряжения их головной части боевым зарядом или космическим объектом, - эта их особенность получила свое техническое воплощение. В процессе создания первой боевой межконтинентальной ракеты Р-7 она же была использована для запуска первого в мире искусственного спутника

Земли, а после установки третьей ступени - для выведения на околоземную космическую орбиту первого космонавта Ю.А. Гагарина. Но даже восторженные оценки мировой общественности этих эпохальных достижений СССР не изменили государственного отношения к развитию космического ракетостроения. Хотя руководство страны высоко оценило первые космические успехи и даже пропагандировало их как преимущества социалистического строя, развитие космической техники не пошло "вширь", а ограничилось получением последующих успехов от запусков периодически модернизируемой базовой модели ракеты Р-7. Регулярно проводимые запуски искусственных спутников Земли и космических кораблей, не имеющих принципиально отличающихся научно-технических программ полетов, создавали общественное мнение успешного развития космической техники. Однако основное внимание по-прежнему уделялось созданию боевых ракет.

Их арсенал не мог увеличиваться безгранично, при достижении избыточного количества морально устаревших ракет возник вопрос о разумном их дальнейшем использовании. Решение лежало на поверхности - использовать свойство "двойного назначения" ракет. Так замена ядерной боеголовки на первой стратегической ракете Р-5М превратила ее в "мирную" ракету "Вертикаль" для запуска высотных зондов.

Следующим шагом в создании новых космических ракет стало родившееся в ОКБ "Южное" М.К. Янгеля предложение установить на боевые одноступенчатые ракеты 8К63 (Р-12) и 8К65 (Р-14) вновь разработанные двигатели вторых ступеней и, соответственно, космические объекты. Так в СССР появились космические ракеты 11К63 ("Космос-2") и 11К65М ("Космос-3М"). Позднее, в развитие этого предложения, боевые двухступенчатые ракеты 8К68 (Р-36) были переоборудованы в ракеты космического назначения "Циклон-2" и "Циклон-3".

Разработанная в середине 60-х годов в ОКБ В.Н. Челомея боевая ракета тяжелого класса УР-500 с первого же летного испытания использовалась для запуска космических объектов, в историю отечественного ракетостроения она вошла под наименованием "Протон". Как показали последующие события, наличие такого носителя дало возможность не только расширить



"Вертикаль"



решаемые нашей страной космические задачи, но и сохранить авторитет СССР как великой космической державы.

Наличие в начале 60-х годов в СССР межконтинентального ракетно-ядерного вооружения и, особенно, успехи в космической области, опережающие достижения США, позволяли руководству СССР чувствовать себя уверенно в военно-политическом противостоянии. Это дало возможность Королеву в кооперации с другими главными конструкторами ракетной техники при поддержке Президента Академии наук СССР М.В. Келдыша добиться выпуска правительственного Постановления: *"О создании мощных ракет-носителей, спутников, космических кораблей и освоения космического пространства в 1960-1967 годах"*. Так появилось самостоятельное космическое направление в ракетостроительной отрасли промышленности СССР.

Провал проекта ракеты Н1 и рождение новой космической программы

Во исполнение указанного выше Постановления в 1962 г. был выпущен и принят межведомственной комиссией под председательством М.В. Келдыша эскизный проект сверхмощной космической ракеты, известной в истории ракетной техники под наименованием Н1.

При выборе ракетного топлива возникли разногласия между ракетчиком Королевым и двигателем Глушко. В противовес предложению Глушко использовать высококипящее топливо "азотный тетраоксид + несимметричный диметилгидразин", применение которого, по опыту Глушко, должно было обеспечить создание двигателей в намеченные предельно сжатые сроки, Королев выбрал постоянно применяемое в разработках ОКБ-1 кислородно-керосиновое топливо. В этой связи разработка двигателей для первых ступеней РН Н1 была поручена ОКБ Н.Д. Кузнецова - конструктора авиационных двигателей.

Начав разработку РН Н1, СССР негласно вступил в "Лунную гонку" с США, президент которых Д. Кеннеди 25 мая 1961 г. объявил американскому народу, что экспедиция астронавтов США на Луну состоится не позднее конца 60-х годов. Это обещание было выполнено, с июля 1969 г. по декабрь 1972 г. 12 американских астронавтов посетили Луну и благополучно возвратились на Землю.

"Лунную гонку" СССР проиграл, 4 попытки (с февраля 1969 г. по ноябрь 1972 г.) осуществить летное испытание 3-х ступенчатого комплекса Н1-Л3 завершились авариями. И во всех случаях в качестве прямой или косвенной причины аварии оказались причастными двигатели первой ступени.

Практическое отстранение от участия в самой престижной отечественной космической программе того времени не лишило Глушко чувства ответственности за приоритет отечественной науки и ракетно-космической техники. Он не потерял интереса к созданию сверхмощного космического носителя. Глушко понимал, что для продолжения работ в области изучения и эксплуатации космического пространства ракета класса Н1 необходима. Но для ее создания нужны иные проектные и конструкторские решения.

Богатый опыт работы в ракетостроении, хорошо развитая техническая интуиция подсказывали ему, что к краху проекта Н1 привели не столько технические и методические ошибки, допущенные техническими идеологами этого проекта, а принятая ими для его реализации устаревшая концепция разработки крупных ракетных комплексов космического назначения. Пришла пора критически переосмыслить существующие методы разработки жидкостных ракет и внести коррективы в техническую идеологию перспектив развития космической техники. Определиться с направлением будущего ракетного двигателестроения помогло сравнение опыта создания американской РН "Saturn V" и отечественной Н1, которое наглядно показало, что величина тяги единичного двигателя и, соответственно, их количество во многом определяют компоновочную схему ракеты, а тщательность наземной предварительной отработки двигателей - их надежность.

Разработку новой технической идеологии создания мощных космических ракет Глушко начал с анализа сложившейся в СССР практики разработки ЖРД в течение 20-ти лет с конца 40-х годов до окончания 1969 г. В результате выяснилось, что на каждой из около двух десятков наименований, в основном, боевых ракет, сданных заказчику, установлен специально разработанный для нее двигатель.

Это являлось следствием ряда обстоятельств: особенностями тактико-технических требований заказчика боевых ракет, применением различных компонентов ракетного топлива, величиной тяги, внешними условиями эксплуатации, новыми научно-техническими и технологическими достижениями к началу разработки очередной ракеты и т.д. Нельзя не учитывать и того, что в рассматриваемый период разработка маршевых, рулевых и разгонных ЖРД велась в нескольких ОКБ под руководством В.П. Глушко, А.М. Исаева, М.В. Мельникова, И.И. Иванова, С.А. Косберга, С.П. Изотова, Н.Д. Кузнецова, причем в трех последних из названных ОКБ конструкторы не имели опыта разработки ЖРД, т.к. до этого специализировались в создании авиационной техники. Каждое ОКБ создавало ЖРД в соответствии со сложившимся в коллективе конструкторов собственным инженерным опытом и производственно-техническими возможностями завода-изготовителя. Такой метод разработки новых ракет имел низкую эффективность, т.к. из всех ракетных систем ЖРД был наиболее трудоемкой: заново проводимая подготовка производства, наземная, а затем летная отработки двигателей составляли наибольшие затраты времени и финансовых средств.

Переосмыслив сложившуюся в отечественном ракетостроении порочную практику ведения работ, Глушко в конце 60-х годов разработал новую систему создания космических ракет. Ее техническая идеология основана на принципе: "От двигателя к ракете". Такой



Двигатели первой ступени РН Н1-Л1

подход к созданию ракетной техники вообще соответствовал творческому почерку Глушко. Он на протяжении всех лет разработки реальных двигателей держал в поле зрения конечный продукт - ракету, ее энергетические, эксплуатационные и другие характеристики. Глушко постоянно стремился работать с опережением, разрабатывал проекты новых двигателей, позволяющих создавать ракеты с качественно новыми характеристиками. Часто такая инициатива не находила понимания у его коллег, вызвала даже раздражение, некоторые из них обвиняли его во вмешательстве в зону ответственности ракетных ОКБ.

На этот раз предложение Глушко имело фундаментальный, революционный характер. Он предложил создание новых космических ракет вести на основе применения унифицированного блочно-модульного двигателя. Модульный двигатель проходит полный цикл наземной отработки по оптимизированной программе многоразовых стендовых испытаний. Прошедший такую отработку модульный двигатель становится началом линейки серийно изготавливаемых двигателей. Эти двигатели могут использоваться в качестве двигательных блоков. Блочная конструкция создавала возможность разрабатывать последовательный ряд космических ракет от легкого до сверхтяжелого класса, основанный на установке на первой ступени одного, двух, четырех и более по потребности однотипных модульных двигателей.

Важным преимуществом предложенного блочного принципа создания ступени ракеты являлась возможность проведения завершающей отработки двигателя при летных испытаниях в составе одноплочной ракеты легкого класса. Последующее блочное использование единой надежно отработанной модульной конструкции значительно снижало стоимость и время создания новых ракетных комплексов любой грузоподъемности.

Техническую идею новой программы перспективы развития отечественного космического ракетостроения Глушко в начале 70-х годов вынес для обсуждения на расширенном заседании научно-технического совета (НТС) конструкторского бюро (КБ) "Энергомаш".

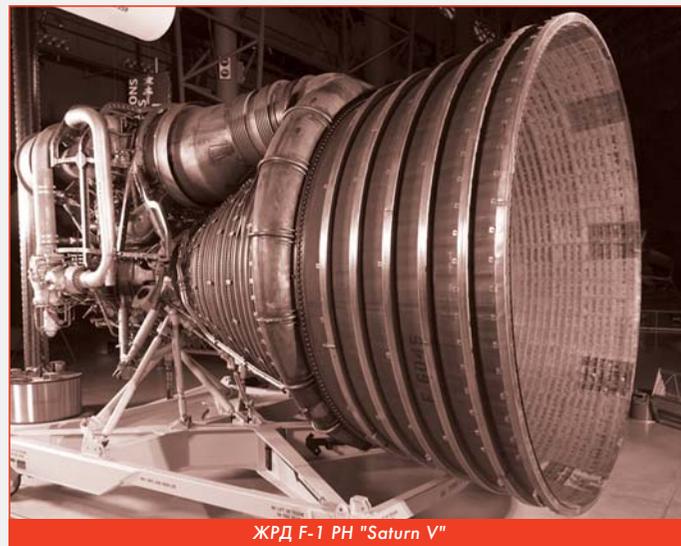
Кроме самой идеи применения унифицированного модульного двигателя Глушко предложил в качестве исходного образца использовать разработанный в КБ "Энергомаш" в 1969-1970 г. проект кислородно-керосинового двигателя РД116 (11Д120) тягой 600 тс. По первоначальному замыслу Глушко этот двигатель предназначался для установки на первую ступень РН Н1, однако это предложение руководством разработки Н1 было отвергнуто.

Участники заседания НТС, творческая элита КБ "Энергомаш": конструкторы, расчетчики, испытатели, технологи, руководители заводских служб в своих выступлениях единогласно поддержали предложенную Глушко новую программу создания космических ракет.

Полемика возникла при обсуждении выполнения конфигурации двигателя - в однокамерном или многокамерном варианте. Члены НТС понимали, что они участвуют в выборе варианта двигателя, который, вероятнее всего, им предстоит в ближайшее время проектировать и изготавливать.

При выборе типа двигателя члены НТС учитывали следующие обстоятельства, связанные с историей создания крупных космических двигателей: американский однокамерный двигатель тягой 790 тс был успешно использован в составе первой ступени "лунной" ракеты "Saturn V", что же касается отечественной практики, то все попытки создания крупных однокамерных двигателей: РД110 (годы разработки 1947-1951 гг.) тягой более 120 тс для ракеты Р-3, двигатель первой ступени межконтинентальной баллистической ракеты Р-6 (разработка 1952-1954 гг.) тягой 220 тс, двигатель РД270 (8Д420, разработка 1962-1969 гг.) тягой 640 тс для ракеты УР-700 - оказались неудачными.

Учитывая собственный опыт создания множества ЖРД различной конфигурации, члены НТС отдали предпочтение четырехкамерному варианту модульного двигателя. Поддержав идею Глушко создавать новые ракеты с применением модульного двигателя и выбрав его конфигурацию, инженерный состав КБ "Энергомаш" проявил свою потенциальную готовность к разработке двигателя, конструкция и технические характеристики которого будут соответствовать



ЖРД F-1 РН "Saturn V"

требованиям эксплуатации в течение многих лет. В связи с этим технические параметры модульного двигателя должны превышать значения, освоенные к тому времени в мировой практике ракетного двигателестроения. Чтобы взяться за разработку такого двигателя, требовалась обоснованная уверенность в своих творческих силах и незаурядные инженерные способности.

Сложившийся в течение прошедших лет творческий коллектив КБ "Энергомаш" приобрел неоценимый опыт и знания в неизведанной ранее области создания ракетной техники, многие представители коллектива за достигнутые успехи по достоинству были оценены государственными наградами, званиями, почетными грамотами, научными степенями. Но полного удовлетворения еще не было достигнуто, не была утолена жажда создания нового, ранее никем не разработанного двигателя. А ветераны предприятия понимали, что создание этого двигателя - их "лебединая песня" и были готовы вложить в него весь свой многолетний опыт, накопленные знания и душу профессиональных двигателестроителей.

Что же представлял в научно-техническом отношении инженерный коллектив КБ "Энергомаш" в начале 70-х годов?

Предприятие КБ "Энергомаш" в эти годы объединяло три составные части: КБ, экспериментальный завод и комплекс испытательных стендов. Творческая часть коллектива предприятия представляла в некотором роде инженерный конгломерат:

1. а) Руководящее ядро КБ составляла "старая гвардия", обладающая фундаментальным опытом разработки первых отечественных ЖРД для ракет Р-5М, Р-7, Р-12;

б) Последующее молодое поколение конструкторов выпуска 1958-1962 гг., получившее хорошую теоретическую подготовку в МВТУ им. Баумана и московском, харьковском, куйбышевском авиационных институтах;

в) Инженеры-расчетчики технических характеристик конструкции и рабочих процессов в ЖРД, окончившие МГУ, МЭИ, МФТИ.

2. На заводе работали технологи, имеющие практику освоения изготовления первых отечественных двигателей и их молодые последователи, получившие теоретическую подготовку в МАТИ, Станкин, химико-технологическом и других ВУЗах.

Молодое поколение предприятия жаждало проявить себя в престижной в то время ракетно-космической отрасли и, освоив созданный предшественниками опыт создания ЖРД, энергично включилось в разработку конструкции новых двигателей. Их работа находилась под покровом секретности, но это только добавляло чувства самоуважения и гордости за причастность к созданию новой техники. Связанные с "секретностью" ограничения в то время практически не имели востребованности и реально отрицательно не воздействовали на личную жизнь рядовых работников ракетной промышленности.

Повышенный интерес инженерного состава КБ "Энергомаш" к выполняемой им работе во многом объясняется тем, что одним из творческих принципов Глушко было создание ракетной техники на

границы технических возможностей. Освоив параметры и характеристики, казавшиеся предельными во время проектирования нового двигателя, уже в следующем проекте Глушко рассматривал эти значения как отправную точку для достижения новых, более высоких и совершенных.

В 60-е годы коллективом КБ "Энергомаш" были успешно разработаны двигатели для боевых ракет Р-9А, Р-14 (Р-14 "У"), Р-16 (Р-16 "У"), семейства ракет 8К67, 8К67-0, 8К67-П, а также для космических РН "Протон", "Космос-2", "Циклон-2", "Циклон-3", стеновый вариант фторо-аммиачного двигателя 8Д21, экспериментальные двигатели для РН "УР-700", а также на топливе перекись водорода - пентаборан. Кроме указанных двигателей были разработаны предварительные проекты двигателей для предлагаемых тяжелых РН Р-10, стартовой массой 1500 т, и Р-20, стартовой массой 3000 т. С учетом всех последних достижений в области конструирования и технологии изготовления двигателей для получения предельно возможных в ближайшие годы характеристик ЖРД. Однако эти предложения поддержки не получили.

Параллельно с разработкой ЖРД в КБ "Энергомаш" были выпущены эскизные проекты ядерных ракетных двигателей, в начале по схеме "А", а затем по схеме "В".

Накопленный творческим коллективом КБ "Энергомаш" багаж опыта практического создания и эскизного проектирования двигателей, отличающихся широким диапазоном технических требований и оригинальных конструкторских решений, стал залогом уверенности Глушко в реальности реализации предлагаемой им новой программы создания космических ракет.

Реализация предложений В.П. Глушко

В мае 1974 г. в отечественном ракетостроении произошли события, определившие дальнейшие пути развития космической техники. Этим событиям предшествовали 4 подряд аварийные испытания "лунного" комплекса Н1-Л3 в ноябре 1972 г. и завершение "Лунной программы" США в декабре того же года. Работы по созданию ракеты Н1 продолжались, но это был эффект "инерции большого проекта". Стало очевидно, что продолжение этих работ бесперспективно, а поэтому и бессмысленно. Терпение и надежды на успешное продолжение работ по проекту Н1 у руководства космической отрасли исчерпали себя, и в начале на совещании у Д.Ф. Устинова, а затем 17 мая 1974 г. на заседании Совета обороны было принято решение об остановке работ по теме Н1, а 22 мая состоялась организация научно-производственного объединения (НПО) "Энергия", директором и генеральным конструктором которого был назначен В.П. Глушко. Некоторые высокопоставленные деятели ракетной техники, доброжелательно относящиеся к Глушко, не одобряли этот его поступок, считая, что при неудаче он смажет впечатление о себе, как выдающемся пионере ракетной техники. Но новое назначение соответствовало его характеру - целеустремленному, амбициозному, честолюбивому. Он знал свои творческие возможности, цену своему таланту. Отказаться - для него значило сдаться, признать собственную неспособность справиться с завершением дела своей жизни, уступить Королеву, который прославил свое имя на подобных работах.

В основу деятельности нового объединения была положена новая программа разработки космических ракет. Так появилось решение создать ракету сверхтяжелого класса, получившую впоследствии наименование "Энергия" и "вспомогательную", опережающую по срокам создания ракету среднего класса "Зенит". Разработка этих ракет поручалась собственно НПО "Энергия" под руководством генерального конструктора В.П. Глушко и КБ "Южное", руководимому генеральным конструктором В.Ф. Уткиным.

В феврале 1976 г. НПО "Энергия" и в марте 1976 г. КБ "Южное" выдали в КБ "Энергомаш" технические задания (ТЗ) на разработку двигателей РД170 и РД171 для первых ступеней РН "Энергия" и "Зенит". Это были те самые модульные двигатели, не имеющие отличий по рабочим параметрам и техническим характеристикам.

В ТЗ излагались следующие требования:

- схема двигателя - наиболее эффективная, с дожиганием



В.П. Глушко и В.Ф. Уткин

окислительного кислородно-керосинового газа с температурой около 600 °С;

- тяга двигателя - на Земле 740 тс, в пустоте - 806,4 тс;
- удельный импульс тяги - на Земле 309 с, в пустоте 337 с;
- давление газов в камере сгорания - 250 атм;
- масса двигателя ("сухого") - 9,5 т.

В состав двигателя входят 4 камеры, 2 газогенератора, турбо-насосный агрегат, шнековые преднасосы с приводами от автономных турбин замкнутого типа, система химического зажигания, управление вектором тяги осуществляется качанием только камер благодаря гибкому узлу подвода газа от турбины к камерам.

Дополнительно к традиционно указываемым в ТЗ на разработку двигателей параметрам и характеристикам по настоянию Глушко были добавлены требования к надежности:

- нижняя граница вероятности безотказной работы двигателя должна быть не менее 0,992;
- каждый экземпляр двигателя должен проходить ресурсное контрольно-технологическое огневое испытание без последующей переборки;
- двигатель должен быть ремонтпригоден и обеспечивать многократное использование, при этом гарантированный ресурс двигателя должен составлять не менее 10 рабочих ресурсов сверх штатного использования.

Приведенный краткий перечень параметров и технических характеристик нового двигателя показывает, что подобного по мощности и надежности двигателя еще никто в мире не создавал. Немаловажным обстоятельством являлись и сложности "повторного знакомства" с жидким кислородом, который в течение последних 10 лет в двигателях КБ "Энергомаш" не применялся.

Впервые в отечественной практике перед разработчиками была поставлена задача создать двигатель с таким уникальным сочетанием характеристик, которое включает исключительную размерность по тяге (в пустоте 806 тс), высокое давление в камере сгорания (250 кг/см²) с необходимостью многократного (10 полетов) полетного использования. Во многих конкретных аспектах эта задача выходила за рамки предшествующего опыта. Полученные в итоге проведенных работ принципиальные решения ключевых проблем позволяют не только создать двигатель РД170 с высокими энергомасовыми характеристиками и надежностью, но и значительно, на качественно новом уровне, расширить возможности базовых технологий для любого типа и размерности двигателей окислительной схемы с дожиганием.

Поддержав предложение Глушко, руководители ракетно-космической отрасли взяли на себя партийно-государственную ответственность за успешный конечный результат по реализации предложенной Глушко программы создания космических ракет. Их надежда и вера основывались на том, что авторы нового проекта рисковали потерей своего высокого научно-технического авторитета в истории отечественной ракетной техники, а это являлось мощным стимулом для обеспечения безусловного успеха после провала создания аналогичной ракеты Н1, и этот успех должен укрепить авторитет руководителей отрасли и СССР как великой космической державы.

Учитывая предстоящие сложности отработки технических характеристик в составе двигателя, в КБ "Энергомаш" за многие годы была отлажена традиционная методика автономной наземной отработки узлов и агрегатов будущего двигателя. На этот раз в методику были внесены дополнительные требования расширенной и углубленной проверки их работоспособности до начала проведения огневых испытаний доводочных двигателей.

Еще до получения ТЗ на разработку двигателей РД170 и РД171, в КБ "Энергомаш" начались исследования и поиск принципиальных схемных и конструкторских решений по основным элементам, агрегатам и системам двигателя. В результате были определены основные направления предстоящих работ, учитывая получение опыта работы с жидким кислородом.

Второй этап предусматривал отработку конструкции штатных агрегатов двигателя в составе экспериментальных установок с целью выбора их оптимальной конструкции и проверки работоспособности выбранных вариантов на режимах, максимально приближенных к эксплуатационным.

Работы проводились в соответствии с принципом, изложенным Глушко: "Все, что можно, должно быть отработано на земле".

По опыту создания предыдущих двигателей основные трудности вызывало обеспечение устойчивого горения в камере и газогенераторе при запуске и на основном режиме работы, надежного охлаждения камеры, бескавитационной работы насосов, получение заданного удельного импульса тяги и т.д. После утверждения ТЗ на разработку двигателей все вышеуказанные характеристики были отработаны с использованием штатной конструкции в составе специально созданных стендовых установок.

Беда пришла откуда ее не ждали... Наибольшую сложность вызвали новые дефекты, ранее не встречаемые в практике отработки ЖРД в КБ "Энергомаш" - возгорания проточной части основного насоса окислителя и элементов конструкции тракта генераторного газа после турбины. Эти дефекты при испытаниях специальных установок устранить не удалось.

Дальнейшие испытания уже в составе доводочных двигателей РД171 показали, что обеспечение требуемой работоспособности насоса окислителя и тракта генераторного газа связано с решением большого круга проблем по обеспечению стойкости к возгоранию элементов конструкции двигателя.

К решению проблемы устранения возгорания были привлечены лучшие специалисты академических и отраслевых научно-исследовательских институтов: ВИАМ, ЦИАМ, ЦНИИмаш, НИИМВ, НИИТП, сотрудники кафедр учебных институтов и т.д. Дополнительной трудностью для определения эффективности вносимых изменений являлась высокая трудоемкость изготовления двигателя. От принятого решения по внедрению очередного мероприятия до его проверки при огневом испытании двигателя проходило несколько месяцев. Месяцы изготовления двигателей с новыми мероприятиями суммировались в годы, а положительного результата получить не удавалось.

Затянувшийся процесс устранения возгораний в двигателе дал основание ряду ученых, включая нескольких членов Академии наук, не довольных принятым решением об изготовлении такого двигателя, сделать заявление о теоретической невозможности

создания двигателя с кислородным генераторным газом с температурой выше 500 °С. Прислушивался к этому мнению и министр Министерства общего машиностроения С.А. Афанасьев. По его указанию в КБ "Энергомаш" было организовано подразделение из "местных" конструкторов для разработки однокамерного двигателя для установки 4-х таких двигателей вместо одного 4-х камерного, т.е. практически вернуться к идеологии построения первой ступени ракеты Н1.

Но В.П. Глушко, главный конструктор КБ "Энергомаш" В.П. Радовский и основная

часть конструкторов сохраняли уверенность в успешном конечном результате и продолжали упорно устранять дефекты конструкции двигателей РД170 (171). Общими усилиями, беззаветным и, можно сказать без пафосности и преувеличения, героическим трудом работники КБ "Энергомаш" устранили причины возникновения возгорания конструкции двигателя.

В некотором отношении, затянувшаяся на многие месяцы работа по устранению возгораемости имела и положительную сторону, которую можно изложить в форме народной поговорки: "Нет худа без добра". Параллельно с работами по ликвидации возгораний проводилось совершенствование конструкции элементов двигателя. Так, был проведен комплекс работ по камере: введен дополнительный пояс внутреннего охлаждения, оптимизирована разводка охлаждающего компонента по контуру, применено теплозащитное и противозерозионное покрытие, на смесительной головке внедрены мероприятия по повышению устойчивости горения. В турбонасосном агрегате, кроме последовательно внедряемых мер для повышения стойкости к возгоранию, введен ряд изменений конструкции для снижения виброактивности, повышена работоспособность гибких магистралей подвода окислительного высокотемпературного газа от турбины к камерам сгорания.



ЖРД РД-171

В процессе доводки двигателя практически каждое огневое испытание дает "пищу" для конструкторов, рождает новые вопросы, требующие осмысления и, при необходимости, улучшения конструкции. И чем больше таких вопросов, даже не приводящих к аварии, тем совершеннее и надежнее становится двигатель. Перефразируя знаменитый афоризм А.В. Суворова: "Чем труднее в доводке, тем легче в эксплуатации".

В соответствии с идеей опережающего создания модульного двигателя основная наземная отработка велась с использованием двигателя РД171, предназначенного для первой ступени "вспомогательной" ракеты "Зенит". Упорный, кропотливый, самоотверженный труд работников КБ "Энергомаш" с консультативной помощью специалистов ряда научно-исследовательских институтов завершился в декабре 1984 г. двумя успешными стендовыми испытаниями двигателей РД171 в составе первой ступени РН "Зенит".



Первая ступень РН "Зенит"

Предложенная Глушко программа создания космических ракет с применением модульного двигателя вступила в заключительную фазу - подтверждение надежной работы двигателя при натурном



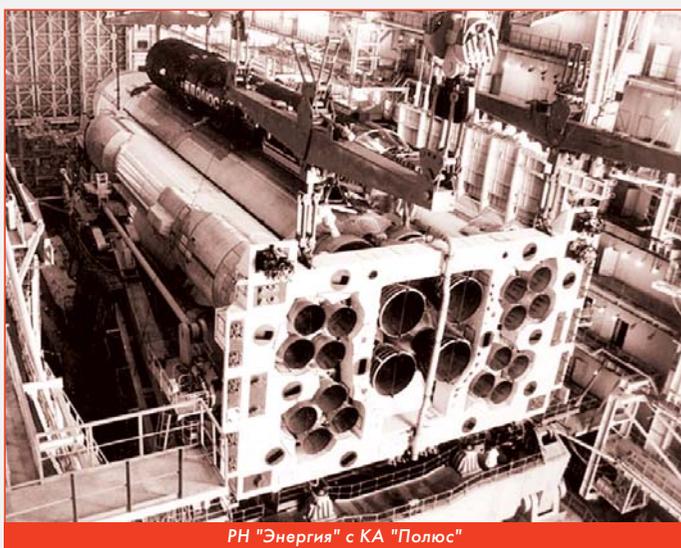
В.П. Радовский

летном испытании в составе ракеты. Первый пуск "Зенита" состоялся 13 апреля 1985 г. Двигатель первой ступени РД171 отработал нормально, но произошла авария из-за отказа второй ступени. Первый успешный пуск ракеты "Зенит" состоялся 22 октября 1985 г.

Этот пуск стал торжеством научно-технического прогресса, яркой трудовой победой для всех верящих в творческие силы ученых, инженеров и рабочих, принимавших участие в создании двигателя РД171. Что же касается лично Глушко, то трудно определить, что доставило ему больше радости - успешное подтверждение предложенной им перспективной программы отечественного космического ракетостроения или его моральная победа в научно-техническом противостоянии с неверящими в его творческий талант.

Казалось бы, программа создания модульного двигателя успешно завершена, можно переходить к реализации самой идеи - применять такой двигатель на других ракетах. Тем более, что на очереди стоит РН "Энергия", для которой и был создан и прошел весь путь предварительной отработки модульный двигатель. Но Глушко не спешил. Учитывая высокую трудоемкость и стоимость изготовления этой ракеты, отработанный в обстановке творческих и нравственных мучений двигатель РД171 теперь уже в облике двигателя РД170 подвергался дальнейшим стендовым испытаниям для выявления возможно еще не проявивших себя скрытых конструкторско-технологических дефектов, а также для набора статистики испытаний для подсчета надежности. В программу этих испытаний входила проверка возможности многократного использования двигателя. В ходе специально проводимых испытаний один из доводочных экземпляров двигателя прошел 17 полетных ресурсов (при 25 запусках) без срыва. При последующей его разборке каких-либо замечаний, потенциально способных привести к аварии при последующих пусках, не отмечено. При проведении официальных межведомственных испытаний на стенде двигатель РД170 успешно выдержал десятикратное использование.

Наземная отработка двигателя РД170 для первой ступени РН "Энергия" завершилась в июле 1986 г., а 15 мая 1987 г. состоялся первый и успешный пуск РН "Энергия" с космическим аппаратом "Полюс".



РН "Энергия" с КА "Полюс"

Следующий и тоже успешный пуск многократовой космической системы "Энергия-Буран" с двигателями РД170 был проведен 15 ноября 1988 г.

Дальнейшие работы с использованием РН "Энергия" были прекращены в связи с изменением политико-экономического строя в стране. Двигатель РД171 продолжил свою эксплуатацию в составе РН "Зенит".

Разработанная в КБ "Южное" РН "Зенит" стала одной из лучших космических ракет своего времени и часто использовалась в эксплуатации. Такое развитие событий полностью соответствовало идее Глушко о дальнейшем применении "вспомогательной" ракеты после летной отработки в ее составе модульного двигателя.

Выбор двигателя РД180 для РН "Atlas"

С начала 90-х годов вследствие резкого сокращения государственного финансирования ракетно-космической промышленности "НПО Энергомаш" (так с января 1990 г. стало называться КБ "Энергомаш") осталось практически без государственного заказа на свою профильную продукцию. Проведенный анализ возможностей предприятия показал, что оно для производства конкурентоспособной в рыночных условиях продукции широкого народно-хозяйственного или промышленного применения малоприспособно. Сложившаяся с 1946 г. структура предприятия, станочный парк, технологическое оборудование, лабораторные установки и испытательные стенды, профессиональная подготовка инженерных и рабочих кадров являются наиболее пригодными для разработки и производства ракетных двигателей. Итоги анализа - нужно делать то, что предприятие умеет делать лучше всего и лучше всех - жидкостные ракетные двигатели.

В новых политико-экономических условиях руководство предприятия добилося разрешения Правительства Российской Федерации на проведение внешнеэкономической деятельности - выхода на международный рынок космической техники. Отправным моментом во внешнеэкономической деятельности "НПО Энергомаш" стало подписание 26 октября 1992 г. "Соглашения по совместному маркетингу и лицензированию технологий" с американской компанией Pratt&Whitney, ракетным отделением United Technologies Corporation. Однако главное научно-техническое достояние "НПО Энергомаш" тех лет, двигатель РД170, по своим техническим характеристикам значительно опережал ракетную технику зарубежных стран и не вписывался в их разработки новых космических средств выведения.

Но в этом случае нашлась удачная возможность использовать российский ракетный двигатель в составе американской космической ракеты. Американская компания Lockheed Martin в январе 1995 г. объявила конкурс на замену двигателя первой ступени в модернизируемой космической ракете "Atlas". Американская фирма Pratt&Whitney предложила "НПО Энергомаш" совместное участие в этом конкурсе с проектом двигателя РД180 - двухкамерной производной двигателя РД170, который в этом варианте удачно увязывался с техническими требованиями к двигателю модернизируемой ракеты "Atlas". Правительство Российской Федерации поддержало эту инициативу и 23 мая 1995 г. вышло правительственное распоряжение, которым разрешалось "НПО Энергомаш" разработать по заказам американских ракетно-космических компаний ЖРД для поставки в США с целью использования в составе космических РН.

В конкурсе кроме проекта РД180 участвовал модернизированный двигатель MA-5A фирмы Rocketdyne и российский двигатель НК-33 производства ОКБ "Кузнецова".

| Двигатель | MA-5A | НК-33 | РД180 |
|------------------------------------|------------|------------|-----------------|
| РН | Atlas II | H1 | Atlas III, V |
| Разработчик | Rocketdyne | "Кузнецов" | "НПО Энергомаш" |
| Тяга земная, тс | 185,4 | 154,6 | 390 |
| Тяга пустотная, тс | 206,5 | 172,1 | 423 |
| Уд. импульс земной, с | 262,1 | 297,5 | 311,9 |
| Уд. импульс в пустоте, с | 293,4 | 331,2 | 338,4 |
| Давление в КС, кгс/см ² | 44,1 | 148,3 | 262 |
| Диапазон изменения тяги, % | 100 | 100...55 | 100...47 |

Таблица 1

Как следует из приведенной таблицы, двигатель РД180 по своим характеристикам занимает лидирующее положение. Преимущества двигателя РД180 в конкурентной борьбе в значительной мере определились благодаря следующим основным характеристикам:

1. Удельный импульс. Достижение высокого импульса было обеспечено за счет высокого уровня давления в камере сгорания, а также за счет совершенства системы смесеобразования топлива в смесительной головке камеры.

2. Широкий диапазон изменения тяги - от 100 до 47 %. Эта характеристика обеспечила возможность использования двигателя РД180 для всего семейства РН "Atlas". В процессе отработки двигателя РД180 продемонстрирована возможность длительной (бо-

лее 300 с) устойчивой работы на режиме 40 % тяги. Планировалось, что такая возможность будет востребована на модификации РН тяжелого класса.

3. Методика сдачи товарных двигателей заказчику. Методика сдачи товарных двигателей РД180 предусматривает использование сплошного контроля качества путем проведения огневых испытаний. Сплошной контроль осуществляется проведением приемо-сдаточных огневых испытаний длительностью, равной полетному времени работы. В процессе этого испытания осуществляется проверка всех систем двигателя. Используемая для РД180 методика сдачи товарных двигателей является экономически оптимальной и эффективной, вызывает доверие у покупателей и страховых фирм.

Оценивая востребованность для американского космического ракетостроения российских ракетных двигателей, старший вице-президент Роберт Розатти, курирующий международные программы Pratt&Whitney, в журнале "Aerospace Journal" №5 за 1996 г. отметил следующее: "...в области ракетных двигателей Pratt&Whitney готова работать с вашими компаниями, чтобы совместно получать выгоды от тех российских наработок, что безусловно лучше, чем наши. И лидером в этой работе по праву считаем "НПО Энергомаш"... Суть... в том, что российской стороне нужен выход с ракетными двигателями различной мощности на зарубежные рынки. Мы же, прекрасно понимая все достоинства этих изделий, готовы были обеспечить им этот выход. Два двигателя "НПО Энергомаш", на наш взгляд, могут иметь огромные возможности на западном рынке. Первый - двигатель РД180, производный от двигателя РД170, предназначенный для новой американской РН "Atlas-IIAR". Второй - двигатель РД120, может быть использован для легких ракет. [...]

По нашим расчетам ежегодно в Химках, где расположено "НПО Энергомаш", будет производиться около 20 двигателей для запуска космических аппаратов научного и хозяйственного назна-

чения. Это означает наличие рынка с объемом продаж в \$2 млрд на 20-летний период".

После объявления в январе 1996 г. двигателя РД180 победителем конкурса на замену двигателя для РН "Atlas", 25 марта 1996 г. вышло Распоряжение Правительства Российской Федерации №467Р, которым поручалось "НПО Энергомаш" организовать совместно с Pratt&Whitney совместное предприятие (СП) для маркетинга и сбыта двигателей РД180. Такой же подход к организации работ по двигателю РД180 проявил и американский государственный департамент, высказав некоторое "смущение" о заключении прямого контракта между американской коммерческой фирмой и российским государственным предприятием. В результате переговоров было организовано американо-российское СП "РД АМРОСС" для проведения маркетинга, производства и продажи ракетных двигателей. Схема передачи двигателей РД180 из Российской Федерации в США выглядела так: "НПО Энергомаш" по контракту изготавливает двигатели и продает их СП "РД АМРОСС", которое поставляет их в США и продает фирме Lockheed Martin.

Отработка и сертификация двигателя РД180

Процесс отработки и сертификации двигателя РД180 во многих важных аспектах имел определенные особенности и выходил за рамки предшествующего опыта. Впервые в практике "НПО Энергомаш" заказчиком разработки двигателя выступало не отечественное государственное ведомство, а частная иностранная фирма. Создание двигателя новой и столь значительной размерности осуществлено в крайне сжатые сроки, при этом отработка совершена на малом количестве материальной части. Темп отработки был исключительно высоким и не имеющим прецедентов.

Важным показателем, характеризующим эффективность процесса отработки, является количество затраченной материальной части (двигателей) при проведении всех видов огневых испытаний.

| Назначение огневых испытаний | Количество испытанных двигателей |
|--|----------------------------------|
| Испытание прототипа | 2 |
| Доводочные испытания | 8 |
| Испытание двигателя в составе ступени РН | 1 |
| Сертификационные испытания | 4 |

Таблица 2

1 СБОРКА двигателя

2 ИСПЫТАНИЕ

3 АНАЛИЗ испытания

4 ОБРАБОТКА без разборки

5 ОТПРАВКА потребителю

1. Визуальный и инструментальный контроль
2. Пневмо- и электроиспытания
3. Параметрическая диагностика

1. Слив компонентов топлива
2. Сушка внутренних полостей
3. Контроль качества обработки

1. Замена одноразовых элементов
2. Пневмо-, электроиспытания
3. Оформление формуляра и сопроводительной документации
4. Упаковка в контейнер
5. Отправка потребителю

Методика сдачи двигателей заказчику

Специалисты "НПО Энергомаш" и Заказчик двигателя были настолько уверены в эффективности отработки двигателя, что с самого начала запланировали поставку в США четвертого по счету от начала изготовления двигателя (№4А) для испытаний в составе ступени РН. В итоге эта уверенность оправдалась, и двигатель №4А успешно прошел четыре запланированных испытания в двигательном центре NASA им. Маршала (г. Хантсвилл).

Несмотря на то, что режимы работы двигателя по уровню тяги и соотношению компонентов топлива для РН семейства "Atlas" практически одинаковы, время работы на этих режимах разнятся существенно в зависимости от назначения РН; разными также являются и внешние условия (температуры компонентов топлива, величины входных давлений и пр.). Именно поэтому двигатель отработывался в три этапа:

- для РН "Atlas III";
- для РН среднего класса "Atlas V";
- для РН тяжелого класса "Atlas V".

В итоге проведенных работ создан универсальный двигатель РД180, который без каких-либо доработок или изменений конструкции может использоваться для всего семейства РН "Atlas".

Двигатель РД180 является выдающимся достижением отечественной ракетной техники. По совокупности рабочих параметров и технических характеристик он не имеет аналогов в практике отечественного и мирового ракетного двигателестроения. В конструкции его агрегатов, технологии производственных процессов, методов контроля качества использованы наиболее совершенные и апробированные опытом предшествующих разработок технические решения, позволившие обеспечить высокую надежность и высокие энергомассовые характеристики, технологичность и низкую

стоимость производства, наиболее совершенный уровень эксплуатационных качеств.

Этот опыт по настоящее время позволяет АО "НПО Энергомаш" создавать ЖРД практически любой размерности с высокими удельными параметрами и эксплуатационными характеристиками в минимальные сроки (3-3,5 года) с отработкой на малом числе экземпляров (не более 10 двигателей).

К первому сентября 2019 г. в АО "НПО Энергомаш" изготовлено больше 130 двигателей РД180, проведено более 260 огневых испытаний. Общая наработка при стендовых испытаниях составила более 50 000 с.

Проведено 86 летних испытаний различных версий РН "Atlas" с абсолютным успехом без замечаний к двигателю. Нароботка при летних испытаниях составила более 21 000 с.

Кроме унаследованных от конструкции двигателя РД171 оригинальных технических решений в процессе изготовления двигателей РД180 для РН "Atlas III" и "Atlas V" в их конструкцию для повышения работоспособности и надежности были внесены изменения, ставшие достоянием отечественного опыта создания ЖРД.



Испытание РН "Атлас III" с ЖРД РД180

При создании двигателя РД180 введена более простая, эффективная и надежная схема управления режимами, введены притирающиеся уплотнения на буртах насоса окислителя, усовершенствована конструкция уплотнения ротора турбины, отработана технология сдачи двигателей в товар после огневого испытания без разборки и введен ряд других конструктивно-технологических решений, которые в дальнейшем были реализованы в конструкциях двигателей РД171М, РД191, РД181, РД171МВ.

При производстве двигателя по контракту с американским заказчиком произошел синтез некоторых российских и американских требований по организации контроля изготовления, оформления сопроводительной документации, принятию решений по отступлениям от конструкторской документации.

Опыт, приобретенный "НПО Энергомаш" в процессе создания, изготовления и эксплуатации двигателя РД180, является значительным вкладом в развитие отечественного ракетного двигателестроения.

Перспективы использования двигателя РД180 в новых космических ракетах

В течение более 70 лет, начиная с 1946 г., развитие отечественного ракетостроения происходило по этапам, которые определялись военно-политическим и промышленно-экономическим положением в стране. На технический уровень создаваемых ракет оказывали влияние научно-технические достижения.

В совокупности с этими условиями велась разработка ЖРД в КБ "Энергомаш" ("НПО Энергомаш").

На 1-м этапе (1946-1950 гг.) создавалась фундаментальная научно-техническая база разработки, изготовления и испытаний ЖРД для ракет дальнего действия. Формировалось ядро творческого коллектива.

На 2-м этапе (1950-1960 гг.) заложены основы отечественной

школы создания ракетных двигателей.

На 3-м этапе (1960-1970 гг.) - бурное развитие ракетного вооружения, становление космической отрасли.

На 4-м этапе (1970-1990 гг.) - создание уникальных двигателей для сверхтяжелых ракет.

На 5-м этапе (1990-1995 гг.) - работа "на грани выживания". Финансирование государственного заказа на изготовление двигателей снизилось с 80 % до 5 %. Назревала угроза полного свертывания производства двигателей и распада годами сложившейся кооперации предприятий.

Не имея надежд на получение в ближайшие годы государственного заказа на производство двигателей, руководство "НПО Энергомаш" с разрешения и при поддержке Президента Российской Федерации приняло активные действия по разворачиванию внешнеэкономической деятельности на рынке космической техники.

Работа АО "НПО Энергомаш" с привлечением всей необходимой кооперации российских предприятий по разработке, изготовлению и продаже двигателя РД180, обеспечив приток валютных поступлений в страну, дала возможность не только переломить негативные тенденции, но и успешно продвинуться в решении целого ряда проблем, связанных с модернизацией всех производственных процессов и повышением технического и технологического уровня разработок.

Внешнеэкономическая деятельность АО "НПО Энергомаш" на международном рынке средств выведения, связанная с разработкой, изготовлением и продажей двигателя РД180, позволила обеспечить дальнейшие перспективы развития предприятия и сохранение необходимой для производства ЖРД кооперации отечественных предприятий.

Сегодня (в 20-х годах нынешнего столетия) складывается аналогичная началу 90-х годов ситуация с объемами государственного заказа для АО "НПО Энергомаш" и работающих с ним предприятий кооперации. В связи с политическим решением американского правительства о прекращении использования российских ЖРД на американских ракетах близится период перехода отечественного двигателестроения на государственные заказы. Несмотря на развитие новых российских проектов по созданию РН среднего класса "Союз-5" ("Иртыш"), РН сверхтяжелого класса "Енисей", а также начало интенсивной летной эксплуатации РН семейства "Ангара", объем финансирования неизбежно упадет.

В очередной раз возникает угроза потери уникальных технологий создания и успешной эксплуатации кислородно-керосиновых ЖРД нового поколения РД171МВ, РД191М и пр. АО "НПО Энергомаш" вынуждено искать новые рынки для обеспечения загрузки предприятия профильной продукцией.

Эффективное сохранение уникальных новых технологий мощных кислородно-керосиновых ЖРД и сохранение сложившейся кооперации предприятий-смежников возможно только при сохранении производства двигателя РД180, как наиболее показательного представителя семейства, сложившегося на высокотехнологичном международном уровне. Для этого двигатель РД180 должен получить "российское гражданство".

Предпосылки для этого:

- двигатель РД180 может стать основой (двигателем 1 ступени) моноблочной кислородно-керосиновой РН, которая может прийти на смену широко используемому, но довольно устаревшему РН семейства "Союз-2", перспективы модернизации которой полностью исчерпаны. Это может быть РН "Союз-6". По исследованиям компании Eucosconsult и ФГУП ЦНИИмаш космические аппараты с массами, запускаемыми РН семейства "Союз-2", будут востребованы еще не менее 15 лет. Потенциально можно предполагать, что потребное количество двигателей РД180 для моноблочной РН составит около 20 экземпляров в год. На смену РН семейства "Союз-2" придет современная РН, открывающая неограниченные перспективы по наращиванию грузоподъемности (в т.ч. за счет использования в последующих перспективных модернизациях кислородно-водородного ЖРД на второй ступени, который, в свою очередь, на последующих этапах позволит полностью отказаться от использования разгонного



ЦЕЛЬ - КОСМОС

К ЮБИЛЕЮ Б.И. КАТОРГИНА

Не многие издания могут похвастаться наличием у них в составе Редакционного совета академика РАН. А наш журнал – может. И не одним. Все они замечательные люди, каждому можно посвятить не одну статью, но есть у каждого из них знаменательные дни – юбилеи. И вот настала очередь поздравить с наступающим днём рождения замечательного человека, ученого и члена редакционного совета журнала с первых дней его возрождения – Каторгина Бориса Ивановича.

Редакция журнала "Двигатель"

Борис Иванович Каторгин родился в 1934 году в городе Солнечногорске Московской области.

В 1958 г. окончил Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана по специальности "инженер-механик" и был направлен на работу в НПО "Энергомаш" им. академика В.П. Глушко, ОКБ-456. Этому НПО он посвятил 52 года творческой работы: инженер, ведущий конструктор, начальник бригады, заместитель начальника отдела, заместитель главного конструктора по научной работе. В 1991-2005 гг. - генеральный директор и генеральный конструктор, с 2005 г. - генеральный конструктор. Каторгин руководил Научно-образовательным центром "Энергофизические системы" Московского авиационного института (Национального исследовательского университета). Сегодня он - советник генерального директора АО "НПО Энергомаш" им. ак. В.П. Глушко.

Многие помнят его как заведующего кафедрой 209Б "Энергофизические системы" Московского авиационного института.

С 2000 г. Борис Иванович - член-корреспондент РАН, с 2003 года - академик РАН по Отделению энергетики, машиностроения, механики и процессов управления.

Академик Б.И. Каторгин - учёный с мировым именем, известный российский конструктор в области энергетики, участник и руководитель исследований и создания высокоэффективных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) на криогенных топливах, обеспечивающих надежную работу космической системы при высоких энергетических параметрах.

В начале 1970-х годов Б.И. Каторгин возглавил на предприятии новое научно-техническое направление - разработку мощных сверхзвуковых непрерывных химических лазеров.

При непосредственном участии Б.И. Каторгина заложена основа создания мощных высокоэффективных ЖРД с дожиганием генераторного газа после турбины в основной камере сгорания; впервые в мире разработана предельно замкнутая схема мощного ЖРД, включающая газификацию в газогенераторах обоих компонентов топлива; разработан сферический силовой контур газогенератора; теоретически обоснована конструкция смесительной головки камеры сгорания с антипульсационными перегородками, образующими форсунками, выступающими в пространство горения и разработана её конструкция; получены фундаментальные результаты по ядерным ракетным двигателям с высоким удельным импульсом; теоретически и экспериментально продемонстрирована возможность использования в ракетных двигателях высокоэнергетических порошкообразных горючих; выполнены теоретические и экспериментальные работы по созданию и оптимизации режимных параметров мощных непрерывных химических лазеров, получены уникальные результаты по удельному энергопотреблению и надежности их конструкции; получены впервые в мире опытные результаты по созданию экспериментальной гибридной энергетической магистрали с жидким водородом и сверхпроводящим кабелем.

Под руководством Б.И. Каторгина НПО "Энергомаш" предприняло успешные действия по выходу на международный рынок, что привело в 1992 г. к заключению с американской фирмой "Пратт-Уитни" соглашения о совместном маркетинге и лицензи-

ровании двигателей НПО "Энергомаш" на территории США. В рамках международной деятельности под руководством Б.И. Каторгина был разработан двигатель РД-180 с криогенным окислителем, который сегодня производится серийно, поставляется в США и успешно эксплуатируется.

Под руководством Б.И. Каторгина в НПО "Энергомаш" был разработан ракетный двигатель РД-191 для семейства РН "Ангара", созданы модификации двигателей РД-171, РД-120, РД-253, РД-107 и РД-108 для РН "Зенит", РН "Протон" и РН "Союз", трёхкомпонентный двухрежимный двигатель, двигатели с замкнутым контуром привода турбины, двигатели, работающие на метане, лазерные системы.

В НПО "Энергомаш" хорошо знают, что под руководством Б.И. Каторгина НПО выжило в сложных экономических условиях, не потеряло интеллектуальный и производственный потенциал,

Б.И. Каторгин - руководитель ведущих научных школ МАИ. Он автор более 330 научных трудов, из них 5 монографий и 180 изобретений и патентов. Специалистам хорошо известны его труды, созданные индивидуально или в соавторстве.

Он член редколлегий ряда научно-технических журналов, председатель государственной аттестационной комиссии МАК.

Борис Иванович - председатель Научного совета РАН по сверхпроводимости. Он - председатель экспертной комиссии по грантам Президента по разделу "Инженерные и технические науки". Свой богатый научный опыт по работе с криогенными компонентами топлива он использует сегодня в работах по созданию систем криостатирования сверхпроводящих электротехнических систем.

В 1989-1991 гг. Каторгин - народный депутат СССР.

Кроме работы в РАН, Борис Иванович также академик Российской академии естественных наук, Международной академии информатизации, Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, член Американского института аэронавтики и астронавтики.

МАИ - не единственный институт, в котором Б.И. Каторгин передаёт знания молодому поколению исследователей. Он почетный доктор РНЦ "Прикладная химия", Самарского государственного аэрокосмического университета им. С.П. Королева, Московского авиационно-технологического университета.

Борис Иванович - мастер спорта по борьбе самбо, член Попечительного совета Российской Федерации "Самбо".

Он - заслуженный деятель науки РФ. Лауреат Государственной премии РФ, премии Правительства России. Награжден орденом "Знак Почёта", "За заслуги перед Отечеством" III ст., медалями. Удостоен премии им. Ф.А. Цандера РАН. Отмечен Благодарностью Президента РФ. Ему вручена международная премия "Глобальная энергия".

Журнал "Двигатель" присоединяется к поздравлениям и пожеланиям давнему члену своего редакционного совета и одному из самых интересных авторов, Б.И. Каторгину.

С 85-летием, Борис Иванович !

Многих лет! Многих радостей: любви, здоровья и счастья - себе и близким! И ещё - многих и многих удачно сбывшихся мечтаний: как на Земле, так и в космосе.

ЦЕНТРОБЕЖНЫЙ ДВИЖИТЕЛЬ ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В БЕЗВОЗДУШНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Юрий Борисович Назаренко, к.т.н., ведущий конструктор
ОКБ им. А. Льюлики - филиал ПАО "ОДК-УМПО"

Рассматривается центробежный движитель для создания тяги летательного аппарата в безвоздушном пространстве, работающий от электрической энергии.

Consider centrifugal propulsion for creating thrust of the aircraft apparatus in airless space, working on electric energy.

Ключевые слова: центробежный движитель, ротор, импульс движения, тяга.

Keywords: centrifugal propulsion, rotor, impulse movement, thrust.

Введение

В настоящее время для полетов в безвоздушном пространстве наиболее часто используют ракеты, работа двигателей которых основана на реактивном принципе. Реактивный принцип основан на выбросе двигательной установкой летательного аппарата некоторой массы вещества, называемой рабочим телом (как правило, это продукты сгорания топлива) и сообщения летательному аппарату импульса энергии (тяги), благодаря которому и осуществляется полет ракеты [1].

Для коррекции, ориентации, стабилизации и для незначительного разгона космических летательных аппаратов используют ЖРД малой тяги. Одним из основных недостатков ЖРДМГ является ограниченный ресурс, определяемый массой топливного реагента [2].

Предлагается новый принцип создания тяги двигателя в безвоздушном пространстве, основанный на применении центробежного движителя при использовании электрической энергии.

1 Конструкция движителя

Эффект создания тяги летательного аппарата заключается в реализации кинетической энергии рабочего тела под действием центробежных сил движителя.

Это реализуется следующим образом. Центробежный движитель содержит корпус (статор) 1, в котором с возможностью вращения посредством привода смонтирован ротор 2 (рис. 1).

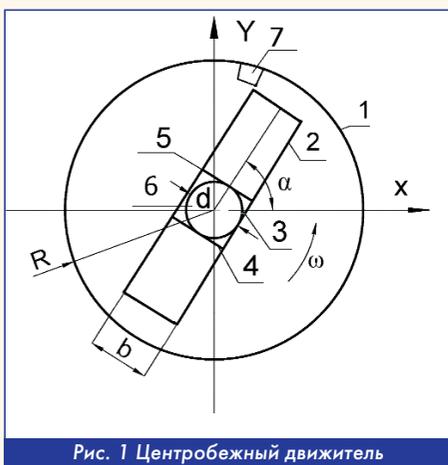


Рис. 1 Центробежный движитель

В качестве привода вращения ротора использован стандартный регулируемый по частоте вращения электродвигатель, оснащенный блоком управления, выходной вал которого кинематически связан с ротором.

В роторе 2 имеется радиальный канал 3, шириной "b", проходящий через ось вращения ротора 2. С одной стороны радиальный канал 3 перекрыт упором 4, а другая сторона канала открыта. Движитель оснащен заслонкой 5, смонтированной на роторе с возможностью перемещения посредством привода, связанного с системой управления. Заслонка 5 имеет два положения: "закрыто", при котором она перекрывает радиальный канал 3, и "открыто", при котором радиальный канал 3 открыт.

В радиальном канале 3 между упором 4 и заслонкой 5 помещено рабочее тело 6, массой m , имеющее возможность перемещения по каналу. В качестве рабочего тела могут быть использованы, например, шарик, цилиндр и пр. На статоре имеется выполненный в виде выступа отражатель 7, имеющий возможность контакта с рабочим телом 6.

При неработающем движителе перемещение рабочего тела 6 по радиальному каналу 3 ограничено с одной стороны размещенным в канале упором 4, а с другой стороны заслонкой 5, находящейся в положении "закрыто".

Рабочее тело 6 при этом расположено в зоне оси вращения ротора 2, то есть, находится в исходном положении с некоторым смещением от центра.

В исходном положении движителя привод вращения ротора 2 отключен. Рабочее тело 6 находится в радиальном канале 3 между упором 4 и заслонкой 5, а его центр массы расположен в зоне оси вращения ротора.

2 Расчет тяги движителя

При поступлении команды на включение движителя включается привод, который приводит ротор 2 во вращение со скоростью ω . При раскрутке ротора до заданной скорости вращения и в определенный момент времени дается команда на привод перемещения регулируемой заслонки 5, в результате чего она открывается и освобождает канал 3. В результате, рабочее тело 6 (пусть это будет шарик, диаметром d) перемещается по радиальному каналу 3 в сторону статора 1 под действием центробежной силы

$$F_{ц} = m \cdot \omega^2 \cdot r, \quad (1)$$

где: m - масса рабочего тела; r - расстояние рабочего тела от оси вращения ротора; ω - круговая скорость вращения рабочего тела.

Ускорение рабочего тела под действием центробежных сил в радиальном направлении представим в виде

$$a = A \cdot e^{Bt}, \quad (2)$$

где A и B - постоянные коэффициенты, t - время от начала движения рабочего тела.

Скорость рабочего тела в радиальном направлении будет равна

$$V = \int_0^t a \cdot dt = A \cdot e^{Bt} / B. \quad (3)$$

Путь, проходимый рабочим телом в радиальном направлении, составит

$$r = \int_0^t V \cdot dt = A \cdot e^{Bt} / B^2, \quad (4)$$

Из условия линейной зависимости центробежного ускорения от радиальной координаты при коэффициенте пропорциональности ω^2 , определим параметр "B" из отношения

$$\frac{A \cdot e^{Bt}}{A \cdot e^{Bt} / B^2} = \omega^2 \quad (5)$$

из которого будет получено, что $B = \omega$.

Параметр "A" определим из зависимости радиального перемещения во времени с учетом первоначального смещения рабочего тела от центра на расстоянии λ в момент времени $t = 0$ из выражения

$$A = \lambda \cdot \omega^2. \quad (6)$$

Для определения времени от начала движения рабочего тела до его соударения со статором "Т", подставим значение параметра

ров "А" и "В" в уравнение радиальной координаты при движении рабочего тела под действием центробежной силы

$$R = \lambda \cdot e^{\omega t}, \quad (7)$$

где R - радиус ротора (радиус центра тяжести рабочего тела) при контакте рабочего тела со статором; T - время движения рабочего тела до соударения со статором.

В результате будем иметь

$$T = \ln(R/\lambda)/\omega. \quad (8)$$

В результате рабочее тело перемещается по каналу 3 и его контакт со статором 1 в радиальном направлении осуществляется по направлению движения рабочего тела.

При реализации радиального контакта рабочее тело получает контакт также и в окружном направлении из-за его соударения об отражатель 7 статора 1, при этом ротор тормозится, так как половина рабочего тела находится в радиальном канале 3 и останавливается.

Для устранения повторного удара рабочего тела после отскока, как в радиальном, так и в окружном направлении, его соударение должно быть не упругим. Это может быть реализовано при демпфировании удара в зоне радиального и окружного контакта рабочего тела о статор.

Учитывая, что на выходе из радиального канала 3 ротора 2 рабочее тело имеет скорость V_R , то при контакте его со статором 1 происходит удар, в результате чего статор, а, следовательно, и летательный аппарат, на котором он установлен, получает импульс движения.

Из закона сохранения импульса при неупругом единичном соударении в радиальном направлении летательный аппарат получит скорость

$$U_1 = \frac{m \cdot V_R}{m + M}, \quad (9)$$

а в окружном направлении при неупругом соударении скорость будет равна

$$U_2 = \frac{m \cdot V_O}{m + M}, \quad (10)$$

где: M - масса летательного аппарата; m - масса рабочего тела; V_R, V_O - радиальная и окружная скорость шарика.

Результирующая скорость летательного аппарата будет равна

$$U = \sqrt{U_1^2 + U_2^2}. \quad (11)$$

После возвращения рабочего тела в исходное положение, благодаря скорости, которую получает рабочее тело при отскоке от статора в радиальном направлении (обеспечивается заданным демпфированием отскока в радиальном направлении), регулируемая заслонка 5 закрывается и рабочее тело находится между упором 4 и заслонкой 5.

Следующий цикл работы движителя осуществляется аналогично описанному выше, для чего между выступом 7 и радиальным каналом 3 ротора 2 должен быть зазор.

Время одного цикла работы движителя определяется временем перемещения рабочего тела в радиальном направлении до его соударения и временем его возвращения в исходное положение

$$T_0 = \ln(R/\lambda)/\omega + R/\bar{V}_R, \quad (12)$$

где \bar{V}_R - скорость отскока рабочего тела при неупругом соударении в радиальном направлении.

При перемещении рабочего тела в радиальном направлении его окружная скорость будет увеличиваться под действием силы, передаваемой радиальным каналом ротора

$$V_O = r \cdot \omega = \lambda \cdot e^{\omega t} \cdot \omega. \quad (13)$$

Ускорение рабочего тела в окружном направлении составит

$$\alpha_O = dV_O/dt = \lambda \cdot e^{\omega t} \cdot \omega^2. \quad (14)$$

При этом сила будет равна $F = m \cdot \alpha_O$

Точно такая же сила будет действовать в противоположном направлении на ротор, и она будет направлена по полету в секторе $-3\pi/2 < \alpha < -\pi/2$ и против полета в секторе $-\pi/2 < \alpha < \pi/2$.

Проекция окружной силы в направлении против полета при пе-

ремещении рабочего тела от исходного положения к периферии ротора в интервале времени $0 < t < T$ будет равна

$$F = -m \cdot \lambda \cdot e^{\omega t} \cdot \omega^2 \cdot \cos(\omega t - \alpha_H), \quad (15)$$

где α_H - угол начала движения рабочего тела в радиальном направлении к периферии ротора.

Скорость, которую получит объект при движении рабочего тела от исходного положения до периферии, определится из выражения

$$V = -\int_0^T \alpha_O dt = -\int_0^T \frac{m \cdot \lambda \cdot e^{\omega t} \cdot \omega^2 \cdot \cos(\omega t - \alpha_H)}{M} dt, \quad (16)$$

где α_O - ускорение летательного аппарата, $\alpha_O = F/M$; F - окружная сила при раскрутке рабочего тела в окружном направлении.

Так как окружная и радиальная скорости в момент соударения равны, контакт рабочего тела должен происходить при угле $\alpha_K = 45^\circ$, при котором результирующая скорость направлена по оси Y .

Суммируя вектор скорости (по полету), которую получает летательный аппарат при соударении рабочего тела 6 со статором 1 в радиальном направлении и о выступ 7 в окружном направлении, и скорость, которую получит объект при окружном ускорении рабочего тела при его движении от исходного положения до периферии, получаем результирующее приращение скорости летательного аппарата за один оборот ротора.

Устранение бокового движения аппарата при разгоне рабочего тела возможно при соосной установке двух движителей, работающих с противоположным вращением при одновременном соударении и совпадением вектора перемещения по полету.

Центробежный движитель при радиусе ротора $R = 0,2$ м и скорости его вращения $\omega = 400$ с⁻¹, а также массе рабочего тела 0,1 кг и при $\alpha_H = -4,5$ рад, обеспечит приращение скорости летательного аппарата массой $M = 500$ кг за один цикл 0,0093 м/с, что соответствует тяги движителя 351 Н.

При скорости отскока от неупругого соударения в радиальном направлении 2 м/с (результирующая скорость летательного аппарата уменьшается в этом случае на 2%) приращение скорости за одну секунду составит 0,08 м/с.

Выводы

Использование центробежного движителя малой тяги, работающего от электрической энергии, для создания осевой силы летательного аппарата в безвоздушном пространстве возможно, что позволяет отказаться от реактивной тяги путём сжигания химического реагента и выброса рабочего тела (продуктов сгорания). **П**

Литература

1. А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. М.: Высшая школа, 1983, 703с.
2. Ю.И. Агеенко, И.Г. Панин, И.В. Пегин, И.А. Смирнов. Основные достижения в ракетных двигателях малой тяги разработки конструкторского бюро им. А.М. Исаева // Двигатель, №2, 2014, С. 24-26.

Связь с автором: nazarenko.yuri@gmail.com



ИЗГОТОВЛЕНИЕ ПРЕЦИЗИОННЫХ ДЕТАЛЕЙ НА ПРОИЗВОДСТВЕ С ВЫСОКОЙ СТЕПЕНЬЮ АВТОМАТИЗАЦИИ

Универсальный технологический участок производства фирмы Hermle AG, состоящий из трех 5-осевых высокопроизводительных обрабатывающих центров С 42 U с ЧПУ и роботизированной системы RS2-L с двойным магазином на 180 палет для заготовок и 200 дополнительных инструментов, позволила компании Kappler GmbH & Co. KG, специализирующейся в изготовлении высокоточной техники, выйти на новый уровень производительности.

Презентация линейки продукции компании Kappler GmbH & Co. KG, D-75217 Birkenfeld-Grafenhausen, специализирующейся в области высокоточной техники; начинается с краткого описания: "Мы являемся контрактным производителем изделий машиностроительной и инструментальной промышленности". На практике это лишь частично соответствует широкому ассортименту продукции данного типичного предприятия среднего бизнеса, так как тому, с чем знакомятся и, что главное, ощущают заинтересованные посетители и заказчики в современных цехах с производственной площадью 10 000 м², трудно подобрать аналогии.

Краткая историческая справка. В 1934 г. Фридрих Капплер основал предприятие по изготовлению форм и инструментов для обувной промышленности, дополнительно занимаясь также контрактным производством. Впоследствии добавилось также производство металлических оправ для очков, и эти прецизионные детали предприятие выпускает до сих пор. Начиная с 80-х годов, одним из основных направлений деятельности предприятия стало контрактное производство компонентов и узлов для оборудования сборки и автоматизации, а с конца 90-х годов выпускаются высококачественные оптические узлы для полупроводниковой промышленности, а также детали для авиационно-космической отрасли. Из данного описания легко понять, как на предприятии шаг за шагом расширялись компетентность, знания и опыт в производстве различных деталей и узлов. В настоящее время уже в третьем поколении дипломированный инженер Райнер Готшлинг руководит компанией Kappler GmbH & Co. KG и утверждает, что предприятие с семью подразделениями, персоналом более 100 человек и современным станочным парком прекрасно оснащено, чтобы удовлетворять постоянно растущие требования заказчиков: "Мы предоставляем комплексные решения в производстве деталей и узлов из одних рук и оборудованы всеми соответствующими технологиями для переработки любых обрабатываемых резанием материалов. Ключевой технологией при этом является фрезеровка сложных заготовок, и мы выполняем 3-, 4- и 5-осевую фрезерную и комплексную обработку деталей любых размеров длиной по оси X от нескольких до 3000 мм. В целом на нашем предприятии работают свыше 70 инструментальных станков с ЧПУ. По заказу мы поставляем заготовки с полной документацией качества, для чего, в числе прочего, используются шесть координатных измерительных машин с ЧПУ, установленных в метрологической камере с кондиционированием воздуха".

Круглосуточное прецизионное фрезерование с микронной точностью!

Как указывалось ранее, ведущая роль на предприятии принадлежит комплексному параллельному фрезерованию, и в данной технологии компания Kappler наряду со специальным оборудованием для высокоточной комплексной обработки средних по размеру и очень больших заготовок наилучшим образом оснащена для производства как отдельных деталей и прототипов, так и для изготовления разного объема партий по различным заказам. Из 25 работающих здесь 5-осевых высокопроизводительных обрабатывающих центров с ЧПУ для высокоточной обработки восемь произведены компанией Maschinenfabrik Berthold Hermle A, D-78559 Gosheim, из них четыре серии С 30 U, а другие четыре - С 42 U. Среди последних один станок работает в автономном режиме, а три других, оборудованные роботизированной системой RS2-L и двойным магазином для 180 палет заготовок и 200 дополнительных инструментов, объединены в универсальный технологический участок с полной интеграцией. Александр Рёт, заведующий производством в компании Kappler GmbH & Co. KG, среди критериев, обусловивших последовательные инвестиции в обрабатывающие центры Hermle и создание универсального технологического участка, отмечает следующее: "Являясь признанным контрактным производителем, в том числе высокоточных прецизионных деталей кубической формы, из соображений точности мы выполняем обработку отдельных деталей в помещениях с полным кондиционированием воздуха. В этих производственных помещениях, а также в других цехах мы достигаем на обрабатывающих центрах Hermle очень высокой точности в диапазоне 3...4 мкм. В прецизионном производстве полностью сказываются преимущества жесткой порталной конструкции станков и их кинематики с тремя осями в инструменте и двумя - в заготовке. Кроме того, мы оснастили обрабатывающие центры дополнительными устройствами для обеспечения точности, в том числе электроникой для компенсации теплового расширения, блокирующим воздухом для масштабных линеек и дополнительным охлаждением для распределительных шкафов. В результате мы достигаем указанной прецизионности на уровне 3...4 мкм практически при любых производственных условиях, причем с требуемым постоянством точности заготовок, что позволяет нам надежно соблюдать сроки поставок. Полная концентрация на удовлетворении требований заказчиков, очень высоких с точки зрения техники производства, сроков и рентабельности, не допускает никаких компро-



Универсальный технологический участок с тремя полностью интегрированными 5-осевыми высокопроизводительными обрабатывающими центрами С 42 U с ЧПУ, роботизированной системой RS2-L и двойным магазином для хранения и загрузки заготовок и инструментов (обе станции оснастки находятся посередине)



Вид сверху на универсальный технологический участок с магазином для палет заготовок слева и сзади, магазином на 200 инструментов справа, подсоединением для обрабатывающего центра С 42 U справа спереди и многофункциональным роботом посередине в качестве манипулятора для палет заготовок и инструментов

миссов. Поэтому применительно к конструкции и оборудованию станков с учетом проверенной точности, высокой скорости и динамики, быстрой смены инструментов, минимальной длительности вспомогательных операций и, не в последнюю очередь, удобной доступности, простоты управления и быстрой реакции в сервисном обслуживании мы делаем ставку на нашего проверенного партнера - компанию Hermle".

Прагматичная автоматизация процессов на самом высоком уровне

Данные аспекты, а также убедительный комплексный набор услуг Hermle, обосновали наше решение - доверить компании реализацию универсального технологического участка. Чтобы в долгосрочной перспективе удовлетворять растущий спрос на заготовки кубической формы размером до 450 x 450 x 450 мм от предприятий оптической, медицинской и авиационно-космической промышленности с обеспечением требуемого качества и сроков, Райнер Готшлинг и Александр Рёт вместе с коллегами в 2013 г. приняли решение создать универсальный технологический участок в составе трех полностью интегрированных обрабатывающих центров С 42 U, роботизированной системы RS2-L и двойного магазина для складирования 180 палет заготовок и 200 дополнительных инструментов. Вместе с обрабатывающими центрами, заранее оборудованными дополнительными магазинами инструментов, в данной системе имеются в наличии около 800 инструментов. Частично хранящиеся в двойном магазине инструменты отличаются большими размерами по диаметру или длине и при необходимости устанавливаются на соответствующий обрабатывающий центр с помощью робота. Содержащиеся в станках, дополнительных магазинах и в магазине робота стандартные и специальные инструменты практически полностью обеспечивают широкий ассортимент изготавливаемых по заказу деталей, главным образом для повторяющихся процессов комплексной обработки. Этим достигается непрерывный процесс производства, причем в значительной степени независимо от параметров заготовок, требований к обработке и размеров партий. В магазине с палетами заготовок находятся палеты размером 600 x 600 мм, 400 x 400 мм и 200 x 200 мм, на которых установлены зажимы для крепления одной или нескольких заготовок. В зависимости от длительности обработки отдельных заготовок (от 15 мин до 8 ч) универсальная производственная ячейка автоматически и, тем самым, автономно в течение одной или нескольких смен обрабатывает свой производственный запас. Так как загрузка заготовок и съем готовой продукции выполняются параллельно полезному времени, этот универсальный технологический участок с высокой степенью интеграции при необходимости может работать круглосуточно, обеспечивая высокую производительность.

Резюме

Убежденный в возможностях своего оборудования и росте производительности, Райнер Готшлинг говорит в заключение: "Нам зачастую приходится обрабатывать интегральные узлы со значительным объемом обработки резанием и максимальными требова-



Робот в качестве манипулятора палет многопозиционной зажимной системы для 20 одинаковых заготовок



Перед универсальным технологическим участком слева направо стоят сотрудники компании Kappler GmbH & Co. KG: д-р инж. Райнер Готшлинг - управляющий, Свен Фаас - руководитель отдела проектирования, программирования и технического обслуживания установок, Александр Рёт - заведующий производством

ниями к точности, соосности и качеству поверхности. 5-осевая технология и высокая степень автоматизации позволяют нам рентабельно изготавливать узлы за одно-два зажатия с нужной и, что главное, воспроизводимой точностью. Для достижения требуемой точности мы постоянно используем имеющуюся тестовую программу "Сферическая фрезеровка" компании Hermle для проверки и калибровки функций позиционирования. Загрузка роботами различных палет, которые мы, кстати говоря, как и зажимные устройства самостоятельно спроектировали и изготовили в соответствии с нашими потребностями, в заранее смонтированную на заводе Hermle стандартную зажимную систему с нулевой точкой позволяет нам гибко использовать станки, что, разумеется, относится также к инструментам, устанавливаемым роботами в зависимости от рабочей программы. Мы в данном случае полностью используем 5-осевую технологию и реализуемую степень автоматизации, тем самым предлагая заказчикам высокопроизводительную и современную производственную технику для производства их функциональных узлов".

За дополнительной информацией российские специалисты могут обратиться в представительство компании Maschinenfabrik Berthold Hermle AG в России по адресу:

127018, Москва, ул. Полковная, д. 1, стр. 4.

Тел.: +7 495 627 36 34.

Факс: +7 495 627 36 35.

Сайт представительства: www.hermle-vostok.ru



Рабочая зона 5-осевого высокопроизводительного обрабатывающего центра С 42 U с ЧПУ, наклонно-поворотным столом диаметром 800 x 630 мм и закрепленным на палете зажимным устройством для 5-осевой обработки заготовки

Научно-технический журнал

Двигатель



<http://www.dvigately.ru>

dvigatell@yandex.ru

boeff@yandex.ru

+7(916) 600 8237

Журнал о двигателях

Журнал о тех, кто создаёт двигатели

Журнал для тех, кто обслуживает двигатели

Журнал всем, на кого работают двигатели

111116, Российская федерация, Москва, Авиамоторная, д.2

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 1400 в общероссийском Перечне ВАК 2015 г.

Журнал "Двигатель"
Издаётся с 1907 года

Двигатель
двухнедельный научно-технический журнал

В год выходит 6 номеров

Подписка в каталогах

Подписного агентства

"Роспечать" № 69385

<http://www.rospechat.ru/>

Научно-технический журнал

<http://www.dvigately.ru>



ДВУХМЬСЯЧНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛЪ
2020 ГОДЪ.

ДВИГАТЕЛЬ

DVIGATEL

СХІІІ

ГОДЪ ИЗДАНІЯ

XXII

DVIGATEL

Fieri faciendo opere

Дело делается делаящими дело

Business is doing business

La seule revue technique „Le Moteur“

1907-1917

Die einzige technische Zeitschrift „Der Motor“

1998-....

The sole technical review „The Motor“

РЕДАКЦИЯ: Москва, Леворотове Кварталъ, телефонъ 495 362 7691

ДВИГАТЕЛЬ

двухнедельный научно-технический журнал

Уважаемые коллеги!

Старейший отечественный научно-технический журнал "Двигатель" (первый номер вышел в 1907 г.) продолжает выполнять непростую задачу по информационной поддержке предприятий, организаций и отдельных коллективов, занимающихся решением различных проблем отечественной промышленности и реальным созданием техники будущего. Благодаря активной 20-летней работе редакции, редакционного совета и авторов с 1999 года, журнал стал популярным и авторитетным среди как профессиональных инженеров и учёных, так и тех, кто только встает на этот путь.

Мы знаем свою аудиторию. Наш журнал читают не только двигателисты, но и специалисты различных отраслей промышленности: ученые отраслевых и академических институтов, разработчики ракетно-космической, авиационной, автомобильной, корабельной, железнодорожной, энергетической и другой техники, инженеры промышленных предприятий и эксплуатирующих организаций, студенты и аспиранты ВУЗов, старшеклассники.

Создание новой техники невозможно без совершенствования технологий, поэтому значительное место на страницах журнала уделяется производственным и информационным технологиям, измерительному и испытательному оборудованию. В журнале публикуются материалы и для тех, кому интересна история развития машин и механизмов, техники в целом, интересуется судьбой компаний, фирм и предприятий, а также людей, которыми всё это развитие движется.

Мы выпускаем 6 номеров в год (выход из печати в конце чётного месяца). Тираж - от одной до семи тысяч экземпляров.

Журнал с 2002 года включён в Перечень ВАК (сейчас - № 1400 в общероссийском Перечне 2015 г.) по тематикам 05.05.00 (Транспортное, горное и строительное машиностроение), 05.07.00 (Авиационная и ракетно-космическая техника) и 05.14.00 (Энергетика) комиссий ВАК; индексируется в базах данных РИНЦ (НЭБ eLIBRARY.RU). Все статьи выкладываются на сайте журнала www.dvigately.ru одновременно с выходом журнала из печати или даже несколько опережая появление типографского варианта. Все статьи, заявленные как соискательские, попадают в библиотеку eLibrary. Публикация статей осуществляется в кратчайшие сроки. Стоимость опубликования статей по тематикам ВАК с 2020 года будет составлять 7...10 тыс. руб. за одну журнальную полосу и предназначена только на покрытие типографских расходов (печать и бумага).

Если тема Ваших публикаций укладывается в наши ВАКовские тематики, размещайте Ваши научные статьи в нашем старейшем отечественном научно-техническом журнале России. Это надёжно, солидно, красиво и не накладно. И Вас заметят.

Уверен, что наша совместная работа будет способствовать укреплению научно-технической мощи России.



С глубоким уважением и наилучшими пожеланиями,
Главный редактор журнала "Двигатель"
Александр Иванович Бажанов
Академик РИА

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

ПЯТЬ ТЕОРЕМ КАК ИНСТРУМЕНТ ГЛОБАЛЬНОГО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ УРАВНЕНИЙ СОХРАНЕНИЯ В ЦЕЛЯХ РАЗРАБОТКИ НОВЫХ ПОДХОДОВ К ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКЕ

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

Проведены глобальные преобразования уравнений сохранения и получены новые уравнения, значительно более простые и удобные для анализа процессов и программирования. Детально исследованы процессы течения в различных областях жидкостного ракетного двигателя и определены условия возникновения ключевых режимов газодинамики (ламинарность, турбулентность, неравновесность, неустойчивость). Предложен подход к созданию нового российского электронного продукта, позволившего в будущем надежно определять параметры газового потока с учетом реальных свойств.

The global transformation of the conservation equations and the new equation is considerably more simple and convenient for the analysis of processes and programming. The flow processes in various areas of a liquid rocket engine are studied in detail and the conditions for the emergence of key gas dynamics regimes (laminarity, turbulence, nonequilibrium, instability) are determined. An approach to the creation of a new Russian electronic product, which allowed to reliably determine the parameters of the gas flow, taking into account the real properties, is proposed.

Ключевые слова: турбулентность, вычислительная газодинамика, преобразования уравнений сохранения.
Keywords: turbulence, computational gas dynamics, transformations of conservation equations.

Современное состояние вычислительной газовой динамики безусловно зависит от мощности и быстродействия электронно-вычислительных комплексов и его недостаточно для решения многих практических задач. Такие сложные задачи как решение уравнений Навье-Стокса с настоящим электронным оснащением просто невозможны. В работе [1] показано, что даже решение задачи для микроскопического объекта при больших числах Рейнольдса будет продолжаться несколько сотен лет.

| Re | $5 \cdot 10^3$ | $5 \cdot 10^4$ | $5 \cdot 10^5$ | $5 \cdot 10^6$ | $5 \cdot 10^8$ |
|---------------------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| Условная скорость расчета | 68 дней | 444 дня | 610 лет | ∞ | ∞ |

Такое положение дел не устраивает исследователей и проектантов. Поэтому распространенным является переход на решение упрощенных уравнений движения. Наиболее популярными стали уравнения Эйлера и Рейнольдса. Появилась возможность хоть что-то посчитать. Но это естественно не является выходом из положения. Это только одна из возможностей успокоения. При этом отмеченные уравнения настолько глубоко вросли в наше сознание, что зачастую они принимаются как истинные. Но это глубокое заблуждение. Практически ни одной, а если строго говорить, то ни одной задачи не решается правильно. Отсутствие в уравнениях Эйлера вязкости и сжимаемости исключает полностью решение задач на устойчивость, вязких пристеночных потоков, задач турбулентности и др. Уравнения Рейнольдса сами по себе содержат массу отклонений от истинных условий, но они также предусматривают необходимость использования, по существу, неверных эвристических методов, плохо подкрепленных экспериментами или аксиомами, построены на гипотезах и по сути произвольных методах выборов сценариев процессов.

Тем не менее, практически все электронные продукты, российские и зарубежные, построены на уравнениях Рейнольдса с перечисленными выше дополнениями и, по-видимому, сейчас мало оптимистов, которые могли бы потягаться с этой империей производителей подобных продуктов. Что же делать? Ответ: нужно на базе глобальных преобразований уравнений сохранения к виду, удобному для программирования, а также на базе глубокого анализа процессов, происходящих в системах, опирающихся на новые экспериментальные данные, разработать свою российскую систему вычислительной газовой динамики, позволяющую проводить в течении реального времени качественные надежные расчеты, со-

ответствующие реальным процессам, происходящим в РД. Создание такого электронного продукта в настоящее время является весьма реальным. Именно сейчас образовалась уникальная ситуация, когда стали понятными основные термогазодинамические процессы, записаны ведущие уравнения, сформулированы корректные начальные и граничные условия, подкрепленные экспериментом. Ну, а талантливыми программистами Россия всегда славилась. Достаточно назвать таких корифеев как Борис Георгиевич Трусов, Анатолий Петрович Тишин, Анатолий Алексеевич Глазунов и многие другие великие ученые.

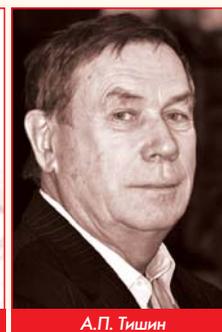
Основания для заявления

Такое заявление может показаться многим легкомысленным и даже нескромным. Но что же делать??? Приходится на это идти! Идти, зная, что на пути понимания заявленного встретятся огромные трудности, появятся многочисленные оппоненты и даже недоброжелатели. Тем не менее, это надо когда-нибудь сделать. А именно, переделать современную вычислительную рейнольдсовскую парадигму. Какие есть для этого основания:

1. Необходимо полностью использовать возможности доказанных пяти теорем турбулентности [2];
2. При анализе использовать имеющиеся экспериментальные достижения по турбулентности [3] и отказаться от необоснованных сценариев наступления детерминированного хаоса;
3. Принять новый подход к прогнозированию устойчивости как частного случая турбулентности [4];
4. Взять за основу новые качественные экспериментальные исследования по двухфазовой газовой динамике и выводы, получен-



Б.Г. Трусов



А.П. Тишин



А.А. Глазунов

ные в результате их анализа [5];

5. Использовать новые результаты исследований неравновесной термогазодинамики [6] применительно к реальным газам.

Теперь о теоремах. Они доказаны на основании глубокого теоретического анализа процессов, происходящих в двигателях летательных аппаратов и в большинстве случаев на примерах двигателей на химическом принципе работы (ЖРД, РДТТ и др.). Доказательства теорем неоднократно публиковались, поэтому в данной работе приводиться не будут. Дадим краткие формулировки этих теорем.

Теорема 1 (о движении).

Любое пространственное течение (турбулентное движение) может быть разложено на четыре элементарных движения: поступательное, вращательное, колебательное и торсионное.

$$\vec{a}_{обс} = \vec{a}_n + \vec{a}_b + \vec{a}_k + \vec{a}_t.$$

Последние два движения, колебательное и торсионное, являются циклическими модификациями двух первых. Колебательное - это возвратно-поступательное движение. Торсионное - это возвратно-вращательное движение (крутильные колебания).

Теорема 2 (о соотношении движений).

Вторая теорема может рассматриваться как теорема векторного анализа и справедлива для любого вектора. Она утверждает, что скалярное произведение вектора скорости на вектор кручения есть квадрат вектора вращения:

$$\vec{V} \cdot \text{rot} \vec{V} = \text{rot}^2 \vec{V}.$$

Теорема 3 (об энергиях).

Теорема об энергиях выводится из уравнения Навье-Стокса без использования упрощений и приближений в строгой постановке и математическими преобразованиями, и представляется как главное уравнение колебательного звена. Для каждой фиксированной точки поля уравнение записывается по типу [7]:

$$\frac{d^2 \bar{p}}{d\tau^2} + 8\pi \text{Ve} \frac{d\bar{p}}{d\tau} + 8\pi \text{Ve} \cdot \text{Me} \cdot P = 8\pi R\mu \frac{\omega}{\omega_0} \frac{d \frac{R\omega}{\omega^2}}{d\tau}.$$

Здесь Ve и Me - критерии устойчивости.

Теорема 4.

Это теорема о возникновении неустойчивости. Неустойчивость возникает тогда, когда будут выполнены необходимые и достаточные условия возникновения автоколебаний.

Необходимое условие:

$$\frac{\text{Me}}{\text{Ve}} > 2\pi \quad \text{или} \quad \Phi Z = \frac{kV^2}{v\alpha^2} \frac{d \frac{V}{\text{rot}^2 v}}{d\tau} > \frac{1}{4}.$$

Достаточное:

$$\omega = \text{const}.$$

Теорема 5.

Теорема номер пять утверждает, что турбулентность в сверхзвуковом потоке отсутствует.

Следствия из теорем о турбулентности

Доказанные теоремы и новые экспериментальные исследования позволяют глобально преобразовать уравнения сохранения и на основании их анализа понять происходящие внутри ракетных двигателей процессы. По результатам анализа открываются возможности дифференцированно подойти ко всей области исследования полевых функций, характеризующих процесс, выделяя при этом характерные зоны и исключая малозначимые и нефизичные аспекты.

Анализ показывает, что область турбулентности в ЖРД может возникать только в камере сгорания. Все остальное пространство - ламинарное. Причем ламинарное течение всегда реализуется около стенок (ламинарный подслои) и в сверхзвуковом сопле. При отсутствии положительных градиентов давления ламинарность будет везде, кроме, быть может, вблизи форсуночной головки. Таким образом, задача для двигателя в целом может быть поставлена для ламинарных условий. Вместо уравнения Навье-Стокса, как след-

ствии из теоремы 1, может быть записано ламинарное уравнение с двумя граничными условиями - прилипания и сопровождения [8]:

$$\rho \frac{d\vec{V}}{d\tau} = -\text{grad}(P + \frac{4}{3} v \frac{d\rho}{d\tau});$$

$$V_{11} = 0;$$

$$\frac{dV_{\text{Осн}}}{dy} = 0.$$

Оба граничных условия характеризуют вязкостные свойства потока.

Такая постановка задачи является корректной, но главное, физически правильной. Само уравнение мало отличается от уравнения Эйлера и вполне может быть запрограммировано с помощью известных методов.

Вторым следствием из теоремы 1 может быть уравнение для турбулентного течения [3]:

$$\text{rot} \vec{V} = \pm \sqrt{M^2(1 - M^2)} \frac{1}{\mu} \vec{V} \text{grad} P.$$

Уравнение было получено с применением теоремы 2. Следствием этого уравнения является математическое доказательство теоремы 5. В работе [3] подробно разбираются случаи, реализуемые при различных условиях. Так, например, показывается, что при дозвуковом режиме отрыв потока возникает при положительном градиенте давления. До сих пор этот факт доказывался чисто экспериментальным путем.

Уравнение для турбулентного случая течения также существенно проще, чем Навье-Стокса. Это уравнение удобно для анализа процессов, но главное то, что его программирование не будет вызывать сложностей, и могут быть использованы также традиционные подходы. Граничные условия по сравнению с ламинарным уравнением не изменятся.

Еще одно следствие вытекает из теоремы 3 и 4. Этим следствием можно считать метод прогноза неустойчивого режима ЖРД. Для того, чтобы получить понятные формулы для расчета, необходимо критерияльные зависимости (необходимое и достаточное условия) совместить с турбулентным уравнением. Не приводя для краткости выкладки, запишем условие возникновения автоколебаний, а значит, неустойчивости. Итак, неустойчивость возникает в случае, если будет выполняться следующее условие:

$$\frac{1}{\rho} \text{grad} P < \alpha^2 \text{grad} \ln \frac{1}{(1 - M^2)^{2k}}.$$

Экспериментальные результаты, упрощающие уравнения

Прежде всего - это результаты по турбулентности. Если проанализировать визуальные картины, полученные с помощью метода уноса массы [3] и фотографии [8], то можно четко сказать, что сверхзвуковые потоки - все ламинарные. Часто за турбулентные струи выдают спутные струи. Эти фотографии или просто визуальные наблюдения являются лишь неправильной интерпретацией стратифицированных потоков. На самом деле струя всегда ламинарная, она, как сказано в известном альбоме Ван-Дайка - бриллиантовая с четко обозначенными гранями, а сама - прозрачная. Это дополнительно экспериментально доказывает возможность для математического описания процесса течения как ламинарного. И тогда для пристенных течений, сверхзвуковых потоков в расчетах газовых полей обоснованным является использование ламинарных уравнений движения.

Еще одним важным экспериментальным результатом, является доказательство того, что в двухфазном сверхзвуковом потоке все процессы коагуляции и дробления прекращаются [5]. Поток становится монодисперсным и использование этого факта дает возможность перейти от сложнейшей задачи по расчету эволюции спектра частиц к траекторной задаче в поле ламинарного сверхзвукового потока.

Новый подход к решению проблемы вычислительной газовой динамики

Проведенный анализ состояния вычислительной газовой динамики показал, что основная трудность получения надежных адекватных результатов сталкивается с неразрешимостью современными вычислительными средствами уравнения Навье-Стокса. Кроме того, современная двухфазная газовая динамика загромождена ненужными алгоритмами и страдает от недостатка сведений о реальных физических процессах (области коагуляции, дробления, сепарации). Методы прогноза неустойчивости в современной версии термогазодинамики просто отсутствуют.

В связи с изложенным предлагается новый подход к определению реальных полей течений с использованием новых уравнений газовой динамики, глобально преобразованных с помощью теорем турбулентности и новых экспериментальных результатов. Предлагается также использовать в качестве граничных условий условия прилипания Л. Прандтля на стенке и условия сопровождения на оси. Оба эти условия соответствуют свойствам реального газа и учитывают вязкость и сжимаемость.

Итак, новый электронный продукт для расчета полей параметров потока должен содержать:

1. Программу для расчета ламинарных сверхзвуковых течений.
2. Программу для расчета траекторий частиц ($dp \sim 5 \text{ мкм}$) в ламинарном сверхзвуковом потоке с возможностью осаждения их на стенку и определения плотности тока осаждения.
3. Программу расчета ламинарного подслоя на базе тех же ламинарных уравнений и определения производной dV/dn на стенке в целях расчета теплообмена.
4. Программу профилирования сверхзвукового сопла с учетом реальных свойств потока (сжимаемость и вязкость). Такой способ профилирования сделает ненужной науку о потерях. Они (потери) уже будут учтены в уравнениях.

5. Программу для определения режимов наступления неустойчивости, которая позволит прогнозировать её наступление в период конструкторской разработки и на стадии экспертизы в период отработки изделия.

6. Программу расчета неравновесного газового поля параметров и доработку расчета термодинамики внутри замороженного ($w = 0$) и равновесного ($w = \infty$) режимов химических реакций.

7. Программу расчета турбулентных течений, определение зон отрыва потока, скачков уплотнения, турбулентно - ламинарных переходов. **П**

Литература

1. А.А. Юн. Исследование течений и прочностной анализ // М. изд. Ленанд, 2014 г.
2. Ю.М. Кочетков, Т.Н. Кравчик, О.А. Подымова. Пять теорем турбулентности и их практические приложения. // Вестник машиностроения №7, 2019 г.
3. Ю.М. Кочетков. Турбулентность и математическое доказательство ее невозможности в сверхзвуковом потоке // Двигатель №3, 2018 г.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Прогноз и экспертиза устойчивой работы ЖРД на стадии проектирования и экспериментальной отработки // Двигатель №1, 2019 г.
5. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Опыты Куренкова и фундаментальные уравнения двухфазной газовой динамики сверхзвуковых сопел // Двигатель №2, 2015 г.
6. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Вывод уравнений импульсов из начал термодинамики // Двигатель №3, 2016 г.
7. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Постановка и определение акустических параметров задачи о ВЧ-устойчивости // Двигатель №2, 2019 г.
8. Ю.М. Кочетков. Турбулентность сверхзвуковых течений. Памяти Гилевича // Двигатель №2, 2013 г.

Связь с автором: swgeorgy@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ

В ходе ускоренной эксплуатации самолёта F-35 и его двигателя F135 на 2200-м часу наработки (что соответствует девяти годам лётной эксплуатации) произошло разрушение диска турбины. Диск был изготовлен методом впаивания уже готовых лопаток в диск ротора. Для снижения массы диска и, соответственно, двигателя лопатки были изготовлены пустотелыми. Однако при этом не удалось обеспечить усталостную прочность.

Данный диск турбины можно изготавливать путём фрезерования из цельной металлической заготовки, но тогда лопатки пустотелыми изготовить не получается. Если сравнить массу двигателя с дисками, изготовленными по разным технологиям, то разница составляет всего 2,7 кг.

Столь незначительное увеличение массы с лихвой компенсируется упрощением технологии и снижением стоимости производства двигателя. Однако заменить диск, изготовленный по одной технологии, на диск, изготовленный по другой технологии, невозможно без выполнения определённых требований. Во-первых, диск необходимо перепроектировать; во-вторых, выбрать материал, из которого впоследствии будет фрезероваться диск с лопатками (блиск); в-третьих, отработать технологию изготовления; в-четвёртых, провести испытания тестового двигателя. В связи с тем, что разрушение диска в полёте может привести к аварии или катастрофе, данные работы должны быть завершены до конца этого года.



Несмотря на то, что разрушение диска произошло на двигателе F135, установленном на истребителе F-35B с укороченным взлетом и вертикальной посадкой, новый диск будет устанавливаться на двигателях F135 для всех версий истребителя F-35. **П**

ИНФОРМАЦИЯ

После смены владельца вновь возродился проект Bloodhound LSR, которому угрожало банкротство. В марте этого года команда проекта переехала в новый исследовательский центр, в котором инженеры занимаются доработкой сверхзвукового автомобиля и готовят его к установке нового рекорда в 2020 году.

Напомним, что проект Bloodhound LSR стартовал в 2008 г. Цель осталась прежней - преодолеть 1000 миль/ч (1600 км/ч). Нынешний официальный рекорд 1227,985 км/ч. Максимальная скорость, достигнутая Blood-

hound в октябре 2017 г. в аэропорту Корнуолла, составила 337 км/ч.

Инженеры выполнили модернизацию пружин и амортизаторов, установили новые датчики нагрузки и давления воздуха, переделали систему пожаротушения и парашютную систему торможения. Сейчас автомобиль находится на высушенном озере Хаксен-Пан (Южная Африка), на котором испытатели надеются разогнать машину до 800 км/ч. Уже выполнено два заезда. Во вто-

ром была достигнута скорость 537 км/ч. Разгон с 80 до 537 км/ч занял 20 с. **П**



ГОРЕНИЕ ТОПЛИВНО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ, ИЛИ СКРЫТЫЙ ПОТЕНЦИАЛ ПОРШНЕВЫХ МОТОРОВ

Игорь Викторович Ниппард, главный конструктор ООО "Урарту"

Есть ряд тематик, содержание которых представляется всем понятным и общеупотребительным. Но при внимательном рассмотрении становятся видны подробности и детали, сильно влияющие на общее состояние дел. РЕДАКЦИЯ

Параметры традиционных моторов в значительной степени зависят от полноты сгорания и скорости горения топливно-воздушной смеси в цилиндре. Процесс обычного горения - дефлаграция - хорошо изучен.

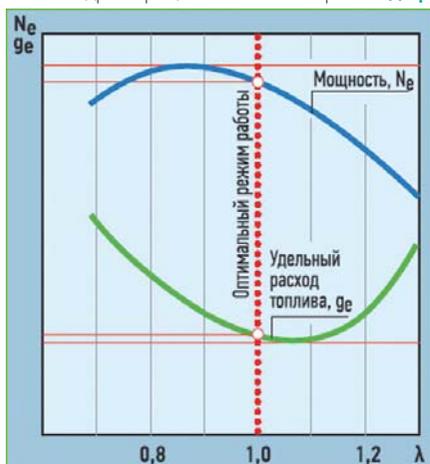


Рис. 1 Внешняя скоростная характеристика

вылий, скорость дефлаграции в цилиндре 10...25 м/сек. и сильно зависит от соотношения в рабочей смеси массы воздуха и горючего. Смесь из 14,7 г воздуха и 1 г бензина называют стехиометрической. Отклонения от этого идеала для удобства оценивают коэффициентом избытка воздуха λ. Если λ больше единицы, смесь называют бедной, меньше - богатой. При λ = 1 возможна полноценная окислительная реакция, не оставляющая неиспользованных компонентов. В отработавших газах два основных продукта сгорания - углекислый газ CO₂ (13,7 % по объему) и водяной пар H₂O (13,1 %). В реальных условиях распределение молекул топлива в цилиндре крайне неравномерно. Даже при сжигании стехиометрической смеси в отработавших газах присутствуют CO (до 0,7 %) и CH (до 0,2 %), - не хватило кислорода. А на режимах с высокими температурами могут появиться и более токсичные оксиды азота NO_x - около 0,1 %. Кислород - сильный окислитель и Создатель воздуха щедро его разбавил



Рис. 2 Состав воздуха

азотом и немного другими газами.

В переобогащённых смесях λ < 0,65 горение (цепная реакция окисления) прекращается ввиду нехватки кислорода. В переобеднённых смесях λ > 1,3 концентрация молекул топлива мала, расстояния между молекулами велики для достаточного обмена теплом.



Рис. 3 Капля сжигаемого топлива

Дизель работает при гетерогенном смесеобразовании и самовоспламенении полученной смеси от высокой температуры воздуха, возникшей в процессе сжатия. При гетерогенной смеси в цилиндре дизеля локальные коэффициенты избытка воздуха имеют весь диапазон значений от λ = 0 (чистое топливо) до λ = 1 (чистый воздух).

Из этого следует, что при тон-

ком распыливании (много мелких капель), высоком коэффициенте избытка воздуха возникает множество локальных зон с необходимыми значениями λ, обеспечивающими самовоспламенение. Это потенциально создаёт предпосылки к хорошей полноте сгорания. Плохо, что процесс впрыска, испарения, смесеобразования и горения сильно растянуты по времени.

При частоте вращения коленчатого вала 50 об/сек (это 3000 об/мин), один оборот происходит за 0,02 сек. Если предположить, что горение должно произойти на протяжении 30° поворота коленчатого вала, то время для горения составляет 0,00166...сек.

Вывод:

1. Для обеспечения высокой полноты сгорания в топливно-воздушной смеси должно быть большое количество воздуха, т.е. она должна быть бедной.

2. Для обеспечения высокой скорости горения рабочую смесь нужно приготовить, т.е. испарить топливо и хорошо перемешать с воздухом вне цилиндра (моторы утилизируют много тепла, его можно использовать для испарения топлива). В цилиндре обеспечить необходимую температуру для самовоспламенения отдельных молекул углеводорода, аналогично дизелям.

Данные мероприятия создают предпосылки к переходу на более совершенный термодинамический цикл подвода тепла - изохорный (цикл Хамфри). Он позволит поднять термический КПД мотора, а значит и мощность на 20...30% без увеличения расхода топлива.



Рис. 4 Термодинамические циклы

Но для этого нужно провести ещё три мероприятия:

1. Обеспечить постоянство объема камеры сгорания на момент горения. Наиболее просто реализовать это требование в двухтактном двигателе с противоположно движущимися поршнями (два поршня между головками образуют камеру сгорания).

[См. - "Двигатель" №2 2018, "История двигателей 5ТД..." - РЕД.]

2. Можно задать фазы движения поршней. При сдвиге фаз вращения одного коленчатого вала относительно другого складывается возможность сохранить постоянным объём между поршнями на протяжении угла сдвига, первый поршень прошёл ВМТ, а второй только движется к ВМТ;

3. Обеспечить начало реакции окисления молекулы топлива (самовоспламенения) в определённый момент времени. Для этого нужно управлять температурой смеси в конце такта сжатия т.е. степенью сжатия или ходом поршней. В технике это требование хорошо реализуется в аксиальных машинах. В аксиальном двухтактном двигателе с противоположно движущимися поршнями можно плавно управлять ходами каждого из поршней выхлопа и продувки.

Решение данных задач позволит создать многотопливный двигатель с высоким КПД. В данном направлении с различными вариантами работают ведущие фирмы разных стран. Получены весьма обнадеживающие результаты.

Связь с автором: nippard@rambler.ru

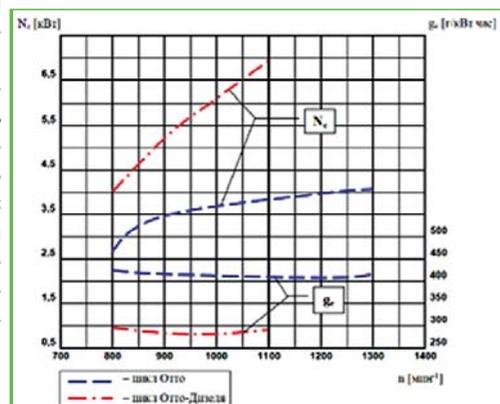


Рис. 5 Внешние скоростные характеристики двигателей, работающих по различным циклам

Вся графика - из отчёта по исследованиям в МГТУ "МАМИ".

ОБОСНОВАНИЕ ПРЕДЕЛЬНЫХ ИНВЕСТИЦИЙ И РЕНТАБЕЛЬНОСТИ ПРОИЗВОДСТВА ГТД

ФГБОУ ВО Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева
Игорь Исаакович Ицкович, к.т.н, доцент кафедры экономики, менеджмента и экономических информационных систем
Ольга Владимировна Камакина, к.э.н., доцент, зав. кафедрой экономики, менеджмента и экономических информационных систем.

Предложено расчетное обоснование предельных инвестиций в технологическую подготовку производства ГТД, окупаемость которых достигается в пределах целевого срока окупаемости и целевого уровня рентабельности производства

Settlement justification of limit investments into technological preparation of production of GTE which payback is reached within a target payback period and target level of profitability of production is offered.

Ключевые слова: рентабельность машиностроительной продукции.

Keywords: profitability of engineering products.

В отраслевой практике ценообразования для ГТД ошибочно принимается, что нижним пределом цены является себестоимость двигателя, а рентабельность производства двигателя не привязана к условиям производства и является только предметом переговоров. Так, для продукции ВПК нормативно установлен коридор рентабельности производства 5-20%, при этом особо предлагается учитывать вклад предприятий ВПК в развитие производственной базы. Поддержим методически последнее пожелание, и тогда на переговорах с заказчиком предприятие предъявит предлагаемые нами дополнительные расчеты для обоснования рентабельности производства и цены двигателя.

Назовем предельными капиталовложениями в технологическую подготовку производства сумму инвестиций, которая обеспечивает заданный срок окупаемости при заданной рентабельности производства ГТД. Ранее, в нашей статье о минимальной рентабельности производства ГТД, было показано, что рентабельность производства состоит из суммы двух составляющих:

$$\text{Рентабельность производства} = \text{Минимальная рентабельность} + \text{Дополнительная рентабельность}, \quad (1)$$

где:

- **минимальная рентабельность** покрывает обязательные внешние платежи (НДС, налог на прибыль, проценты по кредитам);
- **дополнительная рентабельность** обеспечивает окупаемость инвестиций и формирование валовой прибыли или убытков от продаж, относимых на валовую прибыль от другой продукции предприятия.

Пусть рентабельность производства ГТД задана контрактом, тогда дополнительная рентабельность производства составит:

$$\text{Дополнительная рентабельность} = \text{Рентабельность производства} - \text{Минимальная рентабельность}. \quad (2)$$

Запишем условие окупаемости инвестиций в технологическую подготовку производства (ТПП) без НИОКР, проведенных ранее, в виде:

$$\text{Инв.}_{\text{пред.}} = \text{Сумма Аморт. отч.} + \text{Сумма Дополн. прибыли}, \quad (3)$$

где:

Инв.}_{\text{пред.}} - максимальная сумма инвестиции в технологическую подготовку производства (ТПП) без НИОКР, проведенных ранее, окупаемость которых возможна при генерируемой сумме амортизационных отчислений и дополнительной рентабельности за заданный период $T_{\text{ок}}$ лет;

Сумма Аморт. отч. - накопленная сумма амортизационных отчислений в производстве ГТД к моменту окупаемости инвестиций;

Сумма Дополн. прибыли - накопленная сумма дополнительной прибыли, формируемой в размере уровня дополнительной рентабельности, к моменту окупаемости инвестиций.

Запишем уравнение (3) иначе, раскрыв содержание слагаемых:

$$\text{Инв.}_{\text{пред.}} = (\text{Инв.}_{\text{пред.}} \times T_{\text{ок}} / T_{\text{ам.}}) + (r_{\text{доп.}} \times S \times T_{\text{ок}} \times n), \quad (4)$$

где:

Инв.}_{\text{пред.}} - предельная сумма инвестиций, которая окупится к сроку $T_{\text{ок}}$ лет;

T}_{\text{ам.}} - амортизационный период основных средств, приобретенных за счет предельной суммы инвестиций, лет;

r}_{\text{доп.}} - дополнительная рентабельность производства, десятичная дробь;

S - полная себестоимость двигателя;

n - годовая программа производства двигателя до окупаемости инвестиций (штук в год).

Преобразуем выражение (4) к виду:

$$\text{Инв.}_{\text{пред.}} = (r_{\text{доп.}} \times S \times T_{\text{ок}} \times n) / (1 - (T_{\text{ок}} / T_{\text{ам.}})). \quad (5)$$

Полученное выражение (5) позволяет оценить предельную сумму инвестиций в ТПП нового изделия при заданных значениях факторов, например:

$$\text{Инв.}_{\text{пред.}} = (0,2 \times 40 \times 5 \times 20) / (1 - (5 / 10)) = 1600 \text{ млн. руб.}$$

Полученный результат расчета показывает, что для заданного срока окупаемости инвестиций 5 лет, дополнительной рентабельности производства 0,2, себестоимости двигателя 40 млн. руб., программе производства 20 штук в год и амортизационном периоде инвестиций 10 лет, предельная максимальная сумма инвестиций составляет 1600 млн. рублей (без учета дисконтирования).

Уравнение (5) позволяет рассчитать необходимую для ценообразования дополнительную рентабельность производства изделия при заданных инвестициях и прочих входящих значениях факторов:

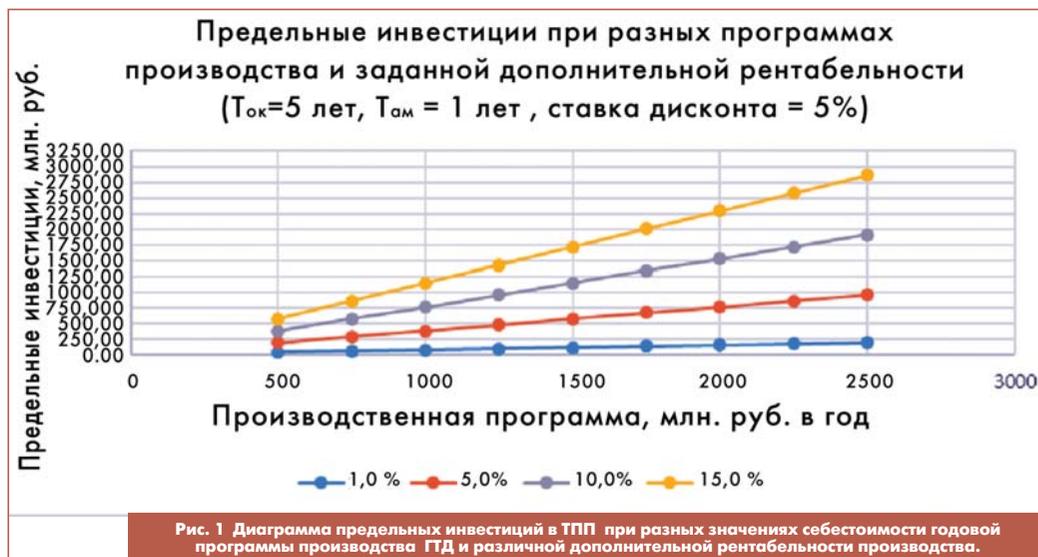


Рис. 1 Диаграмма предельных инвестиций в ТПП при разных значениях себестоимости годовой программы производства ГТД и различной дополнительной рентабельности производства.



Рис. 2 Влияние срока окупаемости инвестиций на предельные инвестиции при различной дополнительной рентабельности производства ГТД.

$$r_{\text{доп.}} = \text{Инв. пред.} \times (1 - (T_{\text{ок}} / T_{\text{ам}})) / (S \times T_{\text{ок}} \times n). \quad (6)$$

Уточним выражения (5) и (6) с учетом дисконта i (или цены инвестированного капитала), при этом сумма амортизационных отчислений и дополнительной прибыли составит ежегодное поступление R :

$$R = r_{\text{доп.}} \times S \times n + \text{Инв. пред.} / T_{\text{ам}}. \quad (7)$$

Приведенная к началу периода (моменту поступления инвестиций) стоимость всех $T_{\text{ок}}$ поступлений R образует аннуитет вида:

$$\text{Инв. пред.} = R \times A(i, T_{\text{ок}}), \quad (8)$$

где $A = (1 - (1+i)^{-T_{\text{ок}}}) / i$.

Тогда, из выражений (8) и (9) следует:

$$\text{Инв. пред.} = (r_{\text{доп.}} \times S \times A \times n) / (1 - (A / T_{\text{ам}})), \quad (9)$$

$$r_{\text{доп.}} = \text{Инв. пред.} \times (1 - (A / T_{\text{ам}})) / (S \times A \times n). \quad (10)$$

Диаграмма (Рис.1) показывает, что согласно (9) и (10), объем

предельных инвестиций при сроке окупаемости 5 лет и ставке дисконтирования 5% примерно соразмерен с объемом годовой производственной программы при уровне $r_{\text{доп.}} = 15\%$. Следовательно, планируя сумму затрат на подготовку производства двигателя, необходимо иметь в виду ежегодную программу производства на аналогичную сумму.

Рассмотрим влияние срока окупаемости инвестиций на предельную сумму инвестиций при фиксированной программе производства (себестоимости программы) в сумме 2500 млн. руб. в год. Диаграмма (Рис.2) показывает, что по мере увеличения срока окупаемости инвестиций от 5 до 9 лет возможно использование более высоких объемов предельных инвестиций при разных уровнях дополнительной рентабельности. При норме рентабельности 10-15% и периоде окупаемости 5-8 лет возможно удвоение предельных инвестиций при фиксированном уровне программы производства.

Абсолютные значения предельных инвестиций недостаточно показательны, так как тесно связаны с объемом производственной программы. На Рис.3 представлены удельные значения предельных инвестиций на 1 рубль производственной программы. Данный рисунок показывает, что при рассмотрении допустимых сроков окупаемости 5-8 лет и норме дополнительной рентабельности 10-15% возможно превышение инвестиций в технологическую подготовку производства в 2-2,5 раза над себестоимостью годовой програм-

мы производства. Указанные соотношения полезны на предпроектном этапе для укрупненного прогнозирования параметров проекта инвестирования в технологическую подготовку производства.

Необходимая рентабельность производства гпр составит сумму минимальной рентабельности производства и дополнительной рентабельности производства:

$$r_{\text{пр.}} = r_{\text{мин.}} + r_{\text{доп.}} \quad (11)$$

Полученные выражения можно использовать для обоснования рентабельности производства и ценообразования ГТД:

1) рассчитываем минимальную рентабельность производства по выражению (2) для четырех кварталов производственного цикла или по общей более сложной формуле из нашей выше упомянутой статьи;

2) рассчитаем дополнительную рентабельность инвестиций по выражению (10);

3) рассчитаем суммарную рентабельность производства ГТД по выражению (11);

4) рассчитаем соответствующую цену изделия по выражению:

$$C = S \times (1 + r_{\text{пр}}) \quad (12);$$

5) если формируется цена на продукцию государственного заказа, то предлагается использовать выражение (12), если необходимо снизить цену, то изменяем значения некоторых факторов и повторяем расчет по выражениям (2), (10), (11) и (12) до достижения заданной цены изделия;

6) измененные выше значения факторов вводим в технические условия по изделию, для обоснования условий контракта на поставку ГТД.

Предлагаемый в статье методический подход и полученные формулы для расчета дополнительной рентабельности производства, предельных инвестиций и соответствующей им цены ГТД могут



Рис. 3 Отношение предельных инвестиций к себестоимости годовой программы производства ГТД при различной дополнительной рентабельности производства.

быть разнообразно использованы на предприятиях отрасли, например, для исключения избыточных запросов инвестиций для закупки основных средств, на предварительном этапе экономического планирования создания нового производства. **П**

Связь с авторами: iitskovichi@yandex.ru,
kamakina@mail.ru

ЕЩЁ О БИТВЕ ВОДЫ И ВОЗДУХА, ИЛИ ИСТОРИЯ О ТОМ, ПОЧЕМУ И КАК ПЫТАЛИСЬ ПЕРЕПРОФИЛИРОВАТЬ ЗАВОД В ПЕРМИ

(СТРАНИЦЫ ИСТОРИИ ЗАВОДА №19 В 1940-1941 ГГ.)

Владимир Петрович Иванов - к.т.н., Санкт-Петербургский институт информатики и автоматизации Российской академии наук

Пермский авиамоторный завод №19 возник "из ничего" за очень небольшой по историческим меркам срок – два года. В конце 1931 г. правительство СССР решило закупить, воспользовавшись экономическим кризисом, по относительно невысокой цене, не готовую продукцию и предметы роскоши, а заводы и технологии. В 1932 году (осенью) в США для закупки лицензии на производство авиамоторов фирмы Райт и соответствующих технологий была направлена делегация, возглавляемая начальником ЦИАМ И.И. Побережским и главным инженером ГАЗ № 24 А.Д. Швецовым. В нее входил и Н.П.Базилев. 5 декабря делегация прибыла в Нью-Йорк и с 7 декабря начала переговоры, завершившиеся 22 апреля 1933 г. Фирма выразила согласие подготовить всю документацию в метрической системе, изготовить и испытать образцы метрических моторов.

...В результате был заключен договор на производство по лицензии одного из лучших в те годы моторов Райт "Циклон" SGR 1820 F 3. Фирма поставляла все необходимое станочное оборудование, приспособления и технологии, необходимые для оснащения авиамоторного завода. Мотор Райт "Циклон" SGR 1820 F 3 в СССР получил новое обозначение: М 25.

Интересно, что по лицензионному соглашению фирма Райт в течение пяти лет (1932-1937 гг.) должна была поставлять чертежно-конструкторскую и технологическую документацию на все свои вновь разрабатываемые модификации мотора.



Рис. 1 - А.Д. Швецов (первый ряд, второй слева) с сотрудниками. Середина двадцатых годов

В мае это соглашение было подтверждено специальным решением советского правительства. В постановлении Совета труда и обороны от 28 ноября 1933 г. говорилось о закупке 150 готовых моторов, 100 комплектов деталей (метрических) и о приобретении наиболее сложных в изготовлении деталей еще на 100 двигателей - всё на общую сумму 4350000 рублей. В конце декабря 1933 г. первый "Циклон" отправили в СССР. В январе 1934 г. фирма построила первый метрический мотор и установила его на стенд. В апреле он завершил 100-часовые испытания в США.

По указанию Правительства в двух километрах от южной окраины г. Перми было начато строительство одного из самых мощных в те годы авиамоторных заводов №19. Завод получил самое совершенное и высокопроизводительное оборудование.

Постановление Совета труда и обороны от 15 декабря 1933 г. предписывало предприятию к концу 1934 г. собрать первые 50 моторов из закупленных деталей.

В марте 1934 г. на заводе был образован конструкторский отдел. Главным конструктором назначили А.Д. Швецова.

Директором предприятия стал И.И. Побережский.

1 июня 1934 г. первый мотор, собранный в Перми, поставили на стенд. Испытания были прерваны из-за разрыва головки одного из цилиндров.

За рекордно короткий срок для машиностроительных предприятий - всего один год - завод освоил производство и уже в 1934 году первый серийный мотор М 25 вышел из сборочного цеха. По мере развёртывания производства импортные детали и агрегаты заменялись отечественными и в начале 1936 года от них отказались полностью.

Сборку моторов осуществлял персонал, обученный за океаном, в белых халатах, в цехах, сверкающих чистотой.

Благодаря пуску в марте 1937 года сборочного конвейера, темпы поставки моторов резко возросли до 20 изделий в сутки.

Первые М 25 прошли государственные испытания в июле-августе 1935 г. Их мощность достигала 635-700 л.с.

После получения из США документации на мотор Райт "Циклон" SGR 1820 F 50 мощностью 715-730 л.с. А.Д. Швецовым был разработан мотор М 25А, сменивший с июля 1935 г. в серии мотор предыдущего типа.

Затем появилась опытная модификация М 25Б с увеличенным наддувом за счёт повышения числа оборотов крыльчатки нагнетателя, выполненная на основе присланной из США документации на мотор типа F 52. Но в серию её внедрять не стали.

Американская документация на мотор типа F 53 использовалась для создания более мощного мотора М 25В (1936 г.), форсированного по оборотам до мощности 750-775 л.с., а F 54

- для создания высотного М 25Е. Если М 25В завод №19 производил массовыми сериями, то выпуск М 25Е ограничился несколькими десятками экземпляров.

Однако необходимо отметить,



Рис. 2 - И.И.Побережский



Рис. 3 - Завод №19. Заводуправление

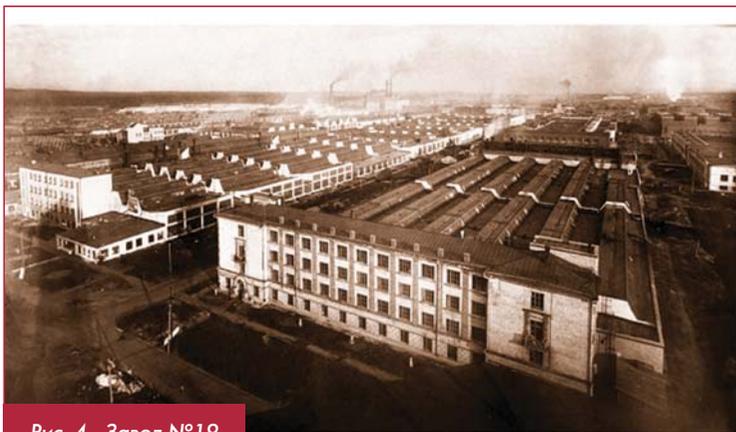


Рис. 4 - Завод №19

... было так гладко, как на бумаге. Фирма Райт не горела желанием способствовать нашему интенсивному движению вперед: нам так и не были поставлены чертежи других высотных модификаций мотора, турбокомпрессоров и др. Последним мотором, спроектированным под влиянием американских разработок мотора типа G 103, являлся M 62 (1937 г.). Неполные и разрозненные комплекты документации на моторы G 5 и G 105



Рис. 5 - Мотор M-25A

использовались А.Д. Швецовым для создания M 63. На этом сотрудничестве с фирмой Райт фактически прекратилось. С каждым годом завод №19 увеличивал производство авиационных моторов. Но очень скоро розовые краски в описании деятельности предприятия сменились другими. Этому способствовал целый ряд причин: выполнение и перевыполнение плана любой ценой, износ оборудования (заранее никто не думал о его замене), заигрывание с рабочим классом, просчеты в подготовке кадров и др. Производство высокой культуры постепенно превратилось в типичное наше производство. Производственные программы ... "успешно" проваливались.

На партийном собрании в январе 1941 года главный конструктор А.Д. Швецов с горечью говорил: "...А культура у нас ... низка.

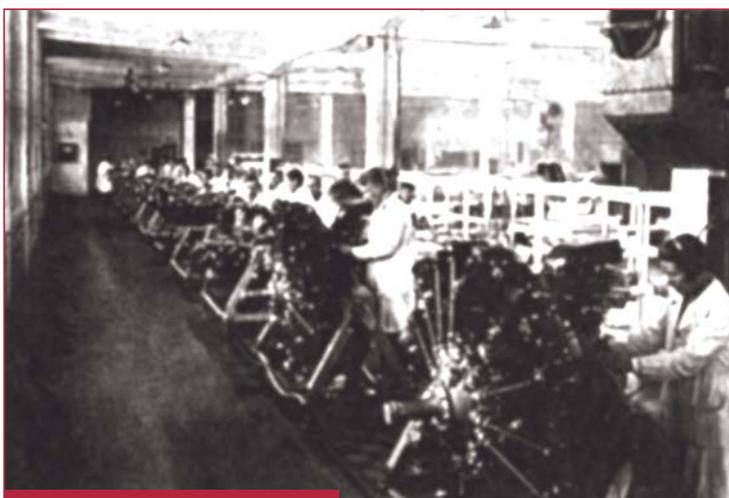


Рис. 6 - Сборка моторов M-25B : детали кладутся друг на друга, хотя бы

это были очень нужные детали, как, например, фильтр Куно или детали из свинцовистой бронзы. Получаются царапины, забоины. Такого состояния деталей на американских заводах не найдете... Процент брака велик - 9,2. Этот брак недопустим".

Ему вторил начальник ОТК Анисимов: "Потребовать от производственников уважать чертеж и технологию".

Нежелание снижать темпы производства приводило к задержке внедрения в серию новых изделий. Мотор M 62 с номинальной мощностью у земли 830 л.с. (взлетной 960 л.с.) пошел в массовое производство вместо 1937 только в начале 1939 года. Это же относится и к M 63 максимальной мощностью у земли 920 л.с. (взлетной 1100 л.с.). Его серийное производство развернулось с октября 1939 г.

Если выпуск M 62 хоть частично обеспечивался американской конструкторско-технологической документацией, то подготовка к производству M 63 проходила в спешном порядке, без изготовления необходимого количества технологических приспособлений, без должной отработки технологии. Технологическая дисциплина находилась на довольно низком уровне. А это, в свою очередь, приводило к большому проценту брака, к нестабильным характеристикам и низкой надежности мотора. Производственные задания не выполнялись. Ниже для примера приводятся данные по выпуску заводом моторов в первом полугодии 1939 г. (см. табл. 1).

Таблица 1.

Выпуск моторов заводом №19 в первом полугодии 1939 г.

| Мотор | январь | февраль | март | апрель | май | июнь | План | Отчет | % вып. задания |
|-------|--------|---------|------|--------|-----|------|------|-------|----------------|
| M-25A | 13 | 1 | 5 | 10 | - | - | - | - | - |
| M-25B | 362 | 402 | 495 | 440 | 317 | 275 | 2475 | 2320 | 93,7 |
| M-62 | 6 | 9 | 24 | 39 | 61 | 36 | 300 | 165 | 55 |
| M-63 | 1 | 4 | 12 | 1 | 7 | 50 | 25 | 50 | 200 |
| Всего | 382 | 416 | 536 | 490 | 385 | 361 | 2800 | 2535 | 90,5 |

Впрочем, также неблагоприятно обстояли дела и на других моторных предприятиях Наркомата авиационной промышленности. Например, за 10 месяцев 1939 г. завод №29 выполнил план на 41%, завод №19 - на 67%, завод №16 - на 62%, завод №24 - на 45%, завод №26 - на 70%.

14 мая 1940 г. начальник ВВС Красной Армии командарм II ранга Смушкевич и военный комиссар ВВС КА дивизионный комиссар Агальцов направили в Комитет Обороны при СНК СССР "Доклад о состоянии Военных воздушных сил Красной Армии". В нем, в частности, говорилось:

"Основным тормозом в развитии наших самолетов является мотор. Здесь наша отсталость от передовых капиталистических стран очень велика.

Моторы M 63, M 88 и M 105, которые поступают в серийное производство, с большим количеством дефектов, часто отказывают, срок работы этих моторов небольшой".

В итоге 5 сентября 1940 г. последовал приказ о запрещении эксплуатации моторов M 63 "из-за заклинивания с проворачиванием фиксирующей втулки главного шатуна". ВВС прекращали приемку моторов этого типа на заводе №19. Только после этого на заводе начали в спешном порядке дорабатывать технологию



Рис. 7 - Директор завода №19 И.И. Побережский

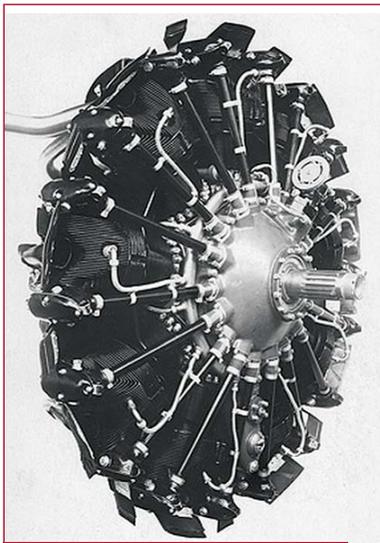


Рис. 8 - Мотор М-62

производства, на КБ А.Д. Швецова возложили обязанность упростить конструкцию некоторых деталей и повысить их прочность.

Чтобы использовать парк машин, ВВС дали указание эксплуатировать моторы М 63 на режимах пониженной мощности, т.е. на режимах мотора М 62.

В результате предпринятых мер с декабря 1940 г. производство М 63 было восстановлено, а с завода в части и ремонтные базы ВВС были поставлены для замены доработанные детали и агрегаты мотора.

Но, тем не менее, сделано было далеко не все, что возможно.

А.Д.Швецов, выступая на собрании партхозактива в январе 1941 года, так говорил о недостатках производства и о качестве выпускаемых М 63: *"Недостаток культуры, недостаток выполнения технологии приводят к неприятным последствиям в работе мотора... [Например] Противовесы были изготовлены цехом №35 так, что они смещены на 1 мм в сторону от центральной оси коленвала..."*

Новые моторы М 64 (взлетная мощность 1200 л.с.) и М 65 (1300 л.с.) как дальнейшее развитие М 62, несмотря на потребность в них авиапромышленности и ВВС, были выпущены лишь малой серией. Причин тому несколько.

Летом 1939 года пала Испанская республика. На востоке с мая постепенно разгоралась "тихая" война на Халхин-Голе. 1 сентября нападением на Польшу началась Вторая мировая война. Войны в воздухе показали, что наши истребители И 15, И 153, И 16 постепенно теряют своё преимущество в скорости. И дело тут было не только в мощности мотора...

В своё время, когда закупалась лицензия на мотор Райт "Циклон" SGR 1820 F 3, в дополнение к ней закупили и лицензию на производство винта Гамильтон "Стандарт". Руководство наркомата сочло, что этого достаточно. Развитие моторов Райт "Циклон" SGR 1820 шло по пути неуклонного повышения степени наддува и чисел оборотов. Но винт оставался тем же самым. Только с конца 1935 года с большим опозданием стали выдавать задания на проектирование новых винтов. Но зачастую с новыми модификациями моторов они были слабо сопряжены. Рост мощности моторов фактически обесценивался падением к.п.д. винтов, не давая никакого прироста тяги, а, следовательно, и скорости. И это наиболее ярко проявилось на модификациях истребителей И 15 и И 16. Исследования НИИ ВВС подтвердили это.

В частности, испытания в НИИ ВВС истребителей И 16 тип 24 (1939 г.) и тип 29 (1940 г.) показали, что у самолёта не исчерпаны все возможности развития, главным образом, из-за винта. Если к.п.д. винта с мотором М 25 у земли был равен 77-78%, то с М 25А - 75%, а с М 25В не превышал 71%. Новый винт АВ 1 для М 63 выдавал максимальное значение к.п.д. у земли, равное 72%! Для сравнения: к.п.д. немецких винтов у земли находился в диапазоне от 78 до 82%.

А неудачи нашей авиации воспринимались руководством весьма болезненно. Выводы зачастую делались скоропалительно, без должного и профессионального анализа. *"На Западе самолеты, а особенно истребители лучше потому, что там используют моторы водяного охлаждения. Применение моторов воздушного охлаждения ошибочно"*. Виновником был объявлен Поликарпов. Его чуть не репрессировали (забывая о том, что под его руководством был создан ряд весьма неплохих самолетов и с моторами жидкостного охлаждения, которые не пошли в серийное производство из-за определенной позиции наркомата). Постепенно

его перестали приглашать в Кремль на совещания по авиационным вопросам. Ясно было также, что нашей авиации позарез нужны и новые более мощные моторы.

В январе 1940 г. сменилось руководство Наркомата авиационной промышленности. М.М. Кагановича в этой должности заменил А.И. Шахурин, его заместителем по опытному самолетостроению назначили А.С. Яковлева. Он же стал советником Сталина по авиации. Прочитываем страницы воспоминаний этого яркого конструктора и неоднозначного человека:

"Уже с начала лета 1939 года Сталин меня стал вызывать для консультации по авиационным делам. Первое время меня смущали частые вызовы в Кремль для доверительного обсуждения важных вопросов, особенно когда Сталин прямо спрашивал:

- Что вы скажете по этому вопросу, как вы думаете?

Он иногда ставил меня в тупик, выясняя мнение о том или ином работнике.

Видя мое затруднительное положение, смущение и желая ободрить, он говорил:

- Говорите то, что думаете, и не смущайтесь - мы вам верим, хотя вы и молоды. Вы знаток своего дела, не связаны с ошибками прошлого и поэтому можете быть объективнее больше, чем старые специалисты, которым мы очень верили, а они нас с авиацией завели в болото.

Именно тогда он сказал мне:

- Мы не знаем, кому верить" [2].

Да, Поликарпову верить перестали. Перестали верить и начальнику НИИ ВВС А.И. Филину, репрессировав его в 1940 году.

В 1939 году прошел испытания двигатель жидкостного охлаждения АМ 35А конструкции Александра Александровича Микулина взлетной мощностью 1350 л.с.

В том же году А.Д. Швецов создал новые моторы воздушного охлаждения - двухрядные "звезды" М 81 (взлетная мощность 1600 л.с.) и М 71 (взлетная мощность 2000 л.с.). Однако их доводка затянулась до середины 1940 г.

Новое руководство Наркомата авиапрома "встало на правильный путь" и сделало энергичный крен в сторону производства моторов жидкостного охлаждения, стараясь загрузить ими максимально возможное число заводов. В частности, пермский завод №19 получил задание развернуть выпуск мотора АМ 35А.

"Это была, безусловно, ошибка наркомата", - уже позже, спустя десятилетия после войны признал А.И. Шахурин. - "При выдании заданий на проектирование самолетов перед войной чрезмерно увлеклись двигателями водяного охлаждения, поскольку такой двигатель давал меньшее лобовое сопротивление. Видимо, немецкий самолет Мессершмитта с подобным двигателем стоял у многих перед глазами".

Да и руководство ВВС каялось в своих грехах. В упомянутом выше "Докладе о состоянии Военных воздушных сил Красной Армии" Смушкевич и Агальцов писали:

"... По скоростям наши серийные самолеты отстали от самолетов передовых капиталистических стран (Англия, Германия)..."

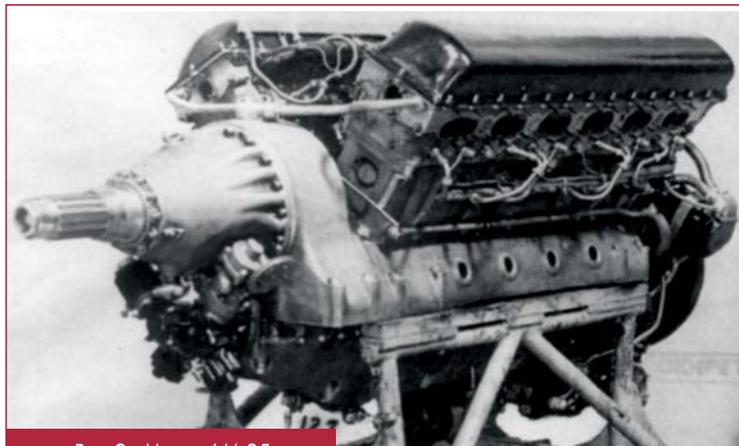


Рис. 9 - Мотор АМ-35

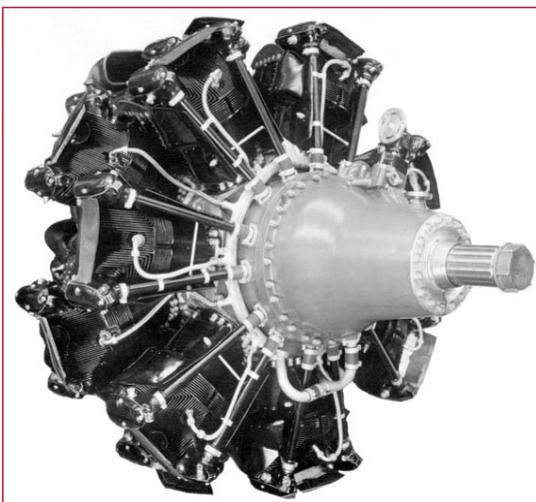


Рис. 10 - Мотор М-81

Причины этого отставания:

а) Руководство ВВС (Лактионов, Агальцов, Смущкевич) проглядели, своевременно не заметили и не сигнализировали о быстром развитии авиации передовых капиталистических стран (Германия, Англия).

Основываясь на испанском опыте, неправильно взяли упор главным образом на воздушный

мотор, в то время как на Западе с мотором жидкостного охлаждения истребительная авиация сделала большие успехи.

б) Консерватизм и торможение старым руководством Наркомата авиационной промышленности развития новых образцов самолетов...".

Впрочем, позиция ВВС была более взвешенной. Там считали, что нам нужны моторы и жидкостного, и воздушного охлаждения.

На завод №19 прибыла специальная комиссия наркомата с конкретными предложениями: готовить производство под массовый выпуск моторов АМ 35А и двухрядных звезд А.Д. Швецова М 81 и М 71.

Захват Германией скандинавских стран, Бельгии, Голландии, быстрый разгром Франции вызвали нервную реакцию у военнополитического руководства страны. Стало ясно: война не за горами. Посыпались указания об ускорении работ над новыми самолетами, моторами.

В середине 1940 года ОКБ А.Д. Швецова в инициативном порядке разработало новый двигатель воздушного охлаждения М 82 мощностью 1700 л.с. Он имел укороченный до 155 мм ход поршня, что позволило уменьшить диаметр мотора до 1260 мм (для сравнения: диаметры М 71 и М 81 составляли 1375 мм), что сулило снижение лобового сопротивления самолета, и, соответственно, компенсировало снижение мощности. В конце 1940 г. М 82 прошел государственные испытания и мог быть сравнительно легко запущен с серийное производство.

Внедрение в серию АМ 35А на заводе №19 проходило очень тяжело. Не хватало специального инструмента. Большие трудности возникали с производством коленчатых валов, редукторов. И это было связано не только с тем, что мотор имел другую конструкцию, технологию по сравнению с освоенными моторами воздушного охлаждения, требовал иного оборудования и оснастки. Главными причинами являлись следующие. Во-первых, технологическая документация мотора АМ 35А к тому времени еще не была отработана в должной степени. Во-вторых, в стране отсутствовала единая система конструкторско-технологической документации. На каждом предприятии действовала своя система допусков, посадок, нормалей, обозначений, что вынуждало при получении заказа "извне" заново все пересчитывать, перерабатывать, переделывать. В-третьих, руководство завода пыталось решить проблемы производства наскоком, без должной подготовки производства и при этом фактически уклонилось от жесткого контроля за соблюдением на заводе технологической дисциплины. Результаты такого подхода сказались очень быстро: несоблюдение технологии производства на предприятии стало не исключением, а правилом. Серийное заводское КБ работало в отрыве и от опытных КБ, и от всех служб, что также свидетельствует о недостатках руководства.

Поэтому, чтобы обелить себя, руководство завода №19 ста-

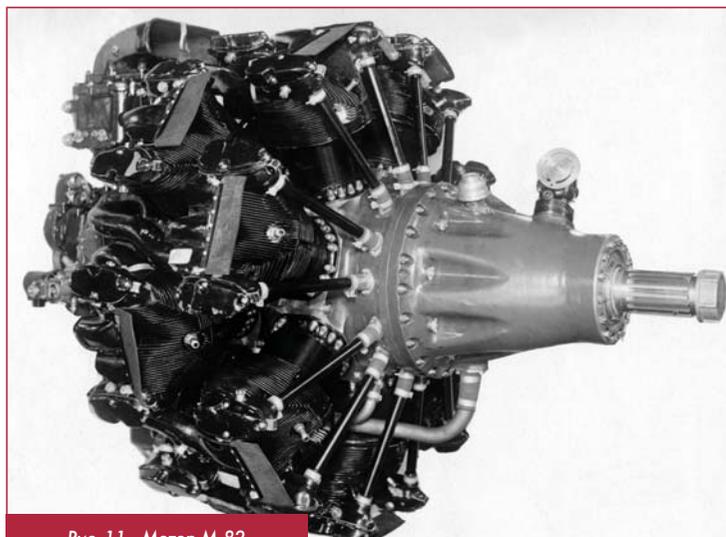


Рис. 11 - Мотор М-82

ло обвинять опытные КБ А.А. Микулина и А.Д. Швецова в том, что конструкции их моторов не отработаны, в должной степени не увязаны с технологией.

В итоге все планы по выпуску новой техники были... "успешно" провалены. Руководство наркомата в это также внесло свою лепту: несмотря на другую конструкцию и, соответственно, иной сортимент черных и цветных металлов, в кооперацию их поставок по мотору АМ 35А на 1940-1941 годы завод №19 не был включен. Предприятию не поставлялись винты ВИШ 22, которыми должен быть оснащен мотор. Из 184 единиц необходимого оборудования на завод до конца 1940 года поступило только 132.

Из провала планов наркомат сделал свои выводы. По его указанию, опирающемуся на решение Правительства, на заводе №19 было начато строительство дополнительных параллельных цехов для производства АМ 35А.

Ввиду срыва всех плановых сроков, в конце 1940 года завод посетила специальная комиссия наркомата, которая только констатировала сложившееся положение дел.

Для анализа ситуации в январе 1941 г. на предприятии создали собрание партхозактива. Выступая на нем, А.Д. Швецов говорил:

"Почему в течение года завод не смог отработать технологию двухрядных звезд? До самого последнего времени работал без приспособлений, без правильных инструментов и без настоящей технологии. Вот за эти ошибки завод чрезвычайно тяжело оплачивает тем состоянием, в котором находится.

Подготовка производства двойной звезды в 1940 году была чрезвычайно сильно затянута и можно было бы иметь совершенно другое положение на заводе, если бы производство шло по той графику, который был намечен в начале 1940 года.

Нужно, очевидно, считаться с тем обстоятельством, что теперь дается заводу новый мотор водяного типа. Нашему заводу неизбежно надо переходить на этот мотор. Я не считаю, что воздушный мотор сходит со сцены. И, как показала история техники, всегда в таких случаях начинают бороться два типа, причем на стороне воздушной машины имеются большие преимущества, но в данный момент имеет больше преимуществ водяная машина, главным образом в отношении лобового сопротивления. И вот я хотел бы предупредить товарищей из серийного производства, что надо заняться подготовкой к новой машине серьезно. Вот такой легкомыс-



Рис. 12 - Главный конструктор завода №19 А.Д. Швецов

ленный подход, какой сейчас встречаем, что мы сделаем это без приспособлений - это легкомыслие; вы можете сделать два-три коленвала или шатуна, а не сделаете в тех количествах, которые требуются для страны".

Главный инженер В.П. Бутусов констатировал: "Программа завода за 1940 год выполнена по валовой продукции на 81,9%, по товарной продукции - на 75,3%".

Собрание рекомендовало усилить работу над соблюдением технологической дисциплины, ускорить разработку необходимых приспособлений.

Между тем к началу декабря 1940 г. основные трудности в доводке мотора М 81 удалось преодолеть. 9 января 1941 г. летчик-испытатель Е.Г. Уляхин выполнил на поликарповском истребителе И 187 (И 185 с М 81), оснащенным этим мотором, пробежки по аэродрому, а 11 января поднял машину в воздух. На испытаниях самолет развил у земли максимальную скорость 495 км/ч, весьма близкую к расчетной - 500 км/ч. Однако дефекты двигателя давали о себе знать. Наиболее существенным была сильная тряска мотора. Началась его повторная доводка, но недолго. 21 марта 1941 г. наркомат приказал прекратить все работы по М 81. Решение о внедрении в серию М 82 также отменили. Борьба с моторами воздушного охлаждения в высших эшелонах власти продолжалась.

Теперь уже предполагалось, что мотор АМ 35А на заводе №19 будет выпускаться параллельно с М 71. От предприятия потребовали ускорить темпы внедрения мотора в серию и резко повысить качество продукции. Развернулось строительство параллельных цехов. Рядом с цехом цилиндропоршневой группы мотора М 71 строился цех цилиндропоршневой группы АМ 35А, рядом с цехом коленвала одного мотора - цех коленвала другого и т.д.

Существующие и возникающие вновь проблемы требовали безотлагательного решения.

3 апреля 1941 г. у директора завода №19 проходило расширенное оперативное совещание, на которое прибыл первый секретарь пермского обкома ВКП(б) выпускник МАИ Н.И. Гусаров. Открывая совещание, он сказал: "Первое полугодие 1941 года было полугодием технической отсталости нашего завода. Мы должны так организовать завод, чтобы он был наиболее мощным заводом и водяных, и воздушных машин в Советском Союзе".

Но до реализации этих пожеланий было очень далеко. На состоявшемся несколько позже очередном собрании партхозактива начальник ОТК Анисимов отмечал: "В марте 1941 года лучший цех по машине АМ 35А - цех №2. В нем в феврале 1941 г. брак [составил] 1002 детали... Из 1089 деталей АМ 35А на заводе должны изготавливаться 903. В марте полностью технологиями обеспечены 892 детали... Необходимо было строить боксы для испытаний мотора АМ 35А".

После завершения доводки мотора М 71 8 апреля 1941 г. летчик-испытатель Е.Г. Уляхин совершил с ним на истребителе И 186 (№6204) (И 185 с М 71) конструкции Н.Н. Поликарпова первый полет, который закончился экстренной посадкой из-за раскрутки винта АВ 5 4 до 2500 об/мин (из-за дефекта регулятора Р 7). При анализе аварии Уляхин отметил, что в полете мотор сильно трясло. При повторных испытаниях выявилось падение давления масла. Началось новое разбирательство в наркомате...

В итоге в высших инстанциях было принято ре-

шение полностью перевести пермский завод №19 на производство моторов только жидкостного охлаждения А.А. Микулина. Возобладали не государственные интересы, а субъективные, конъюнктурные и ошибочные мнения ответственных работников наркомата, в первую очередь А.И. Шахурина, В.П. Кузнецова и А.С. Яковлева, сумевших донести до Сталина свои идеи, о бесперспективности двигателей воздушного охлаждения и, соответственно, самолетов с ними (в том числе И 180 и И 185).

В апреле 1941 года для ускорения работ по внедрению в серию мотора АМ 35А по приказу наркомата из Москвы с завода №24 на завод №19 переводились инженеры и технологи, и на заводе №19 было образовано новое КБ по мотору АМ 35. На предприятие часто приезжал и главный конструктор А.А. Микулин.

Узнав о принятых решениях в отношении завода №19, первый секретарь Пермского обкома ВКП(б) Н.И. Гусаров направил протест в наркомат и просил доложить о его содержании И.В. Сталину. Настойчивость Гусарова возымела действие: 28 апреля ему и главному конструктору А.Д. Швецову было предложено в первых числах мая прибыть в Москву для доклада.

Сталин принял Гусарова и Швецова утром 5 мая 1941 г. Гусаров говорил о том, что для перестройки производства потребуются вложить большие средства, заменить практически весь станочный парк (для производства моторов воздушного охлаждения необходимы лоботокарные станки, а жидкостного - продольные токарные) на что потребуется много времени, а в итоге такая перестройка нанесет вред нашей авиации. А.Д. Швецов обрисовал перспективы развития и использования созданных им новых двигателей М 71 и М 82. Он также отметил, что в Германии ведутся разработки мощных моторов воздушного охлаждения и самолетов, оснащенных ими. На состоявшемся сразу же после этого кратком совещании, на котором присутствовали члены Политбюро, Правительства, а также нарком авиапромышленности А.И. Шахурин, было принято решение отменить перевод завода №19 на производство только двигателей жидкостного охлаждения. А.Д. Швецову было предложено подготовить М 82 для запуска в серию для оснащения им бомбардировщиков Су 2 и "103В" - прототипа Ту 2, и истребителя И 185.

Пятого мая 1941 г., сразу после совещания о судьбе пермского завода №19, нарком авиапромышленности А.И. Шахурин по телефону дал указание Н.Н. Поликарпову и другим конструкторам об установке мотора М 82 на новые боевые самолеты.

22 мая М 82 прошел повторные государственные испытания и его вновь рекомендовали к серийному производству. Этому мотору предстояла долгая жизнь.

В июне 1941 года, несмотря на начавшуюся войну, подготовка к производству АМ 35А какое-то время продолжалась. Полностью она прекратилась в октябре.

Наличие свободных площадей и производственных мощностей позволило в тяжелые годы войны значительно увеличить выпуск моторов М 82 и обеспечить ими потребности ВВС. Этим завод №19 внес свой весомый вклад в Победу.

ЛИТЕРАТУРА

1. Котельников В.Р. Отечественные авиационные поршневые моторы (1910-2009) . М.: Русский фонд содействия образованию и науке, 2010. - 504 с. ISBN 978-5-91244-017-5

2. Яковлев А.С. Цель жизни. - М.: Политиздат, 1973. - 608 с.

Связь с автором
vpivanov.spb.su@gmail.com



Рис. 13 - Главный конструктор А.А.Микулин



Рис. 14 - Первый секретарь Пермского обкома ВКП(б) Н.И.Гусаров

ИСТОРИЯ АВИАЦИИ В МОДЕЛЯХ

ВЕРТОЛЁТ С ПРОПУЛЬСИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Валентин Георгиевич Иванов, старший научный сотрудник Политехнического музея

Аэродинамические исследования и лётные испытания, проведённые в середине 1960-х годов фирмой Сикорского (США) на базе наиболее распространённого и одного из самых лучших в мировой практике вертолётостроения образца S-61 "Си Кинг", показали, что при уровне техники того времени "чистый" вертолёт (построенный по классической схеме) не может превысить скорость 370 км/час. Необходимы дополнительные пропульсивные (толкающие) установки и крылья, разгружающие в полёте несущий винт [1, стр. 397]. Конструкторы фирмы создали винтокрыл S-61F. Он отличался от прототипа улучшенным по аэродинамическим показателям фюзеляжем, двумя дополнительными, установленными по бокам фюзеляжа турбореактивными двигателями, крылом размахом 9,75 метра, более мощным стабилизатором и рулём поворота на килевидной хвостовой балке. Первый полёт образец совершил 21 мая 1965 года, а в июне достиг скорости 390 км/час. Испытания доказали возможность достижения на аппаратах такого типа скоростей порядка 500 км/час. Но выяснилась нерациональность применения дополнительных турбореактивных двигателей, которые потребляли большое количество топлива, имели значительный вес и создавали дополнительное аэродинамическое сопротивление в полёте. В последующем объявленном конкурсе на создание винтокрыла было объявлено два победителя: фирма Сикорского и вечный соперник - "закрытый друг" - фирма Локхид. Винтокрыл Сикорского S-66 по конструкции был оригинален тем, что на нём предполагалось совмещение функций рулевого винта и толкающего пропеллера на одном винте, названном "ротопропом". На режимах малых скоростей винт был рулевым, при достижении уровня 130 км/час, когда реактивный момент надёжно балансировался килём, ось винта поворачивалась назад, ротопроп становился толкающим пропеллером. Ротопроп был испытан в 1965-66 годах на специально оборудованном вертолёте S-61, показал полную работоспособность, однако ВВС США предпочли более привычную схему фирмы Локхид. S-66 остался в проекте [1, стр. 398]. Так инерционность мышления людей в погоне не позволила мировой истории вертолётостроения увидеть машину с необычным решением проблемы высокоскоростного полёта.

Построенный фирмой "Локхид" в 1967 году ударный вертолёт AH-56 "Шайенн" имел дополнительный толкающий винт.

Вертолёт оказался перетяжелённым, не оправдал возлагаемых надежд, не показал высоких лётно-технических характеристик. Наличие дополнительного крыла существенно снижало весовую отдачу машины. Было построено всего 10 экземпляров двух

модификаций, в конце 1960-х годов постройку их прекратили. Было признано целесообразным увеличивать скорость полёта путём создания новых типов несущих винтов, позволяющих обойтись без применения крыльев. Другим путём был признан вариант создания преобразуемого самолёта-вертолёта. Фирма Сикорского в 1976 году создала экспериментальный аппарат S-72 для испытаний новых скоростных несущих винтов, окончательно погубивший схему винтокрылов на следующие 30 лет.

В коллекции, переданной И. Кудишиным Политехническому музею, есть модель вертолёта AH-56A "Шайенн" фирмы Локхид. Модель позволяет в деталях со всех сторон рассмотреть устройство этого необычного по конструкции аппарата.



Фото 3. Модель AH-56A в масштабе М 1:72

На модели видно, что модификация А внешне коснулась только состава ракетного вооружения. Кабина двухместная. Пилот и оператор вооружения располагаются в затылок. Привод пропульсивного винта - от основного редуктора через коробку отбора мощности. Крыло малого удлинения, используется дополнительно в качестве опор для пилонов навесного вооружения. Плоскость киля направлена вниз и служит опорой хвостовой стойки шасси. Никаких новшеств в конструкции лопастей несущего винта не видно, законцовки лопастей типичные для того времени.

Фото 4. Установка винтов на хвостовой балке



Скорость - один из ключевых параметров современных военных вертолетов. Порой перебросить войска или груз в зону конфликта либо же забрать оттуда пострадавших в максимально короткие сроки критически важно. Высокоскоростные гибридные вертолеты нового поколения уже преодолели барьер в 400 км/час. 7 июня 2013 года опытный винтокрыл Eurocopter X3 побил мировой рекорд по скорости горизонтального полёта для вертолётов, разогнавшись до 472 км/ч. О серийных машинах с подобной скоростью крейсерского полёта в открытой печати публикаций пока нет. П

Литература:

1. Катывев Г.И., Михеев В.Р. Крылья Сикорского. - М.; Воениздат, 1992. 432 с.; ил.

Связь с автором: vgivanov@polytech.one

От редакции:

Известно, что "Новое - хорошо забытое старое". Вроде бы середина 60-х и не такое отдалённое от нас время. Но кто вспоминал, развивая суперсовременную идею "Скоростного вертолёта" эти наработки Сикорского и компании? А зря не вспоминали...

Фото 1. Вертолёт AH-56 "Шайенн". Фото из Википедии



Фото 2. Взлёт вертолёта. Передние стойки шасси в выпущенном состоянии





ДВИГАТЕЛЬ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ ИЗ ПРОШЛОГО

"НЕФТЯНКА"

Ольга Ильинична Тархова, старший научный сотрудник
Политехнического музея

Самым распространенным представлением о предназначении ДВС является его использование на транспорте. Что же касается других областей применения, например сельское хозяйство, промышленность, электростанции, то для этих отраслей промышленностью изготавливались двигатели внутреннего сгорания специального стационарного исполнения. В период 1884-1890 гг. появились стационарные двигатели, работавшие на керосине и тяжелых топливах [1 с.4]. В России их называли "нефтянками". Неэкономичная по расходу топлива и смазки "нефтянка", отличавшаяся дешевизной и простотой ухода, нашла свое применение в основном в отечественном сельском хозяйстве в 20-30-ые годы XX века. Основными изготовителями нефтянок на тот период были заводы: "Коммунист", им. Микояна, "Красный Прогресс", им. 25 Октября, им. Дзержинского, "Красный двигатель", Астраханский, Невьянский [2 с.130]. Представление об объемах выпуска нефтянок в СССР можно составить на основании данных завода "Красный прогресс", нефтянки которого являлись наиболее распространенными стационарными двигателями того времени, и выпускались ежемесячно в количестве 1000 штук [2 с.126].

С начала первой пятилетки отмечается многообразие различных типов двигателей. В качестве иллюстрации, ниже, в таблице №1 приведены данные о наиболее распространенных двигателях внутреннего сгорания.

Таблица № 1 Основные показатели нефтяных двигателей, калоризаторных [3].

| Марки двигателей | Эффективная мощность (в л. с.) | Число оборотов в минуту | Диаметр цилиндра (в мм) | Длина хода поршня (в мм) | Удельный расход (в г/л. с. час) | |
|--------------------------------|--------------------------------|-------------------------|-------------------------|--------------------------|---------------------------------|-------|
| | | | | | топлива | масла |
| 1-ПД 18/20 | 15 | 650 | 180 | 200 | 280 | 30 |
| 1-ПД 18/20 (модернизированный) | 22 | 650 | 180 | 200 | 250 | 25 |
| «Победа» | 20 | 750 | 150 | 160 | 350 | 35 |
| «Красный прогресс» | 25 | 500 | 220 | 250 | 350 | 35 |
| «Красный прогресс» и 1ПД-22 | 12 | 325 | 200 | 240 | 360+10% | 25-35 |
| «Метеор» | 18 | 300 | 225 | 265 | 360+10% | 25-35 |
| ДВ-35 | 22 | 500 | 200 | 240 | 250 | 25-35 |
| ДГН-20 | 60 | 230 | 410 | 420 | 320+10% | 8+10% |
| НД-9 | 75 | 230 | 410 | 490 | 320+10% | 8 |
| А-22 | 35 | 400 | 260 | 300 | 300 | 25-35 |
| | 20 | 310 | 240 | 280 | 280+5% | 25-35 |
| | 9 | 720 | 138 | 136 | 350 | 30 |
| | 22 | 500 | 200 | 240 | 280 | 15 |

Оригиналы и модели двигателей внутреннего сгорания, имеющие историческое значение, хранятся в фондах Политехнического музея. Модель нефтяного двухтактного двигателя ДГН-20 - одна из них

[Приложение№1]. Особенностью этой модели является наличие подлинного шильдика завода - изготовителя [Приложение №2]. Подобные шильдики устанавливались на серийных двигателях ДГН-20, выпускавшихся Новороссийским заводом "Красный двигатель" во второй половине 20-х годов XX века. Данный факт свидетельствует о том, что модель сделана именно на этом предприятии.



Рис. 1 Модель нефтяного двигателя марки ДГН-20, хранящаяся в Политехническом музее

Модель не только воспроизводит объект техники того времени, но и позволяет раскрыть отдельные страницы становления отечественного машиностроения через историю завода "Красный двигатель".

Итак... завод был основан незадолго до начала Первой мировой войны в Прибалтике в г. Ревеле (ныне Таллинн). Это был крупный на тот период завод с пятью тысячами рабочих, специализирующийся на судостроении. На фоне исторических событий начала XX века в России 25 февраля 1918 года г. Ревель был оккупирован германскими войсками. В предвидении этого заблаговременно было демонтировано оборудование и проведена его эвакуация в город Новороссийск. Последний эшелон с оборудованием завода отошел из Ревеля за один день до оккупации. Открытое на месте завода "Меллер, Лампе и Ко" в Новороссийске предприятие получило название "Судосталь" и стало специализироваться на ремонте черноморских судов. Становление завода происходило в сложных условиях гражданской войны, недостатка квалифицированных кадров, перебоев с обеспечением производства сырьем и материалами, частичной потери оборудования во время эвакуации...

Вследствие этих неблагоприятных обстоятельств, вплоть до 1922 года номенклатура завода не была определена. Несмотря на все трудности, завод сумел выстоять и приступить с начала 20-х годов XX века к выпуску нефтяных двигателей малой и средней мощности, а также центрифуг. В 1924 года предприятие стало специализироваться на выпуске нефтяных двигателей. Продукция завода имела высокую репутацию, так как на нее давалась гарантия, обеспечивалась поставка запасных частей без доплат, а также направлялись специалисты для помощи в монтаже двигателей на месте установки. Двигатели внутреннего сгорания, выпускавшиеся заводом, реализовывались, в основном, в южных регионах страны, богатых нефтью, служившей топливом для этих изделий. Любопытно, что после освоения в 1927 году производства двухтактных нефтяных двигателей заводу "Судосталь" было присвоено название "Красный двигатель"[3].

Каковы же основные технические данные двигателя ДГН-20 выпуска 1927 года?



Рис. 2 Шильдик с техническими характеристиками двигателя

Мощность - 20 л.с. при 310 об/мин; диаметр цилиндра 240 мм; ход поршня 280 мм; расход топлива около 300г/элс-ч.

Двигатель ДГН-20 предназначался для сельскохозяйственных целей, а также использования в качестве привода в механических мастерских, небольших водопроводных станциях, кинотеатрах, электрических станциях, мелких мельницах и маслобойных заводах и пр.

Для более детального представления конструкции и работы двухтактного двигателя внутреннего сгорания горизонтального типа, с кривошипно-камерной продувкой обратимся к рисунку № 2. Двигатель работает таким образом: при ходе

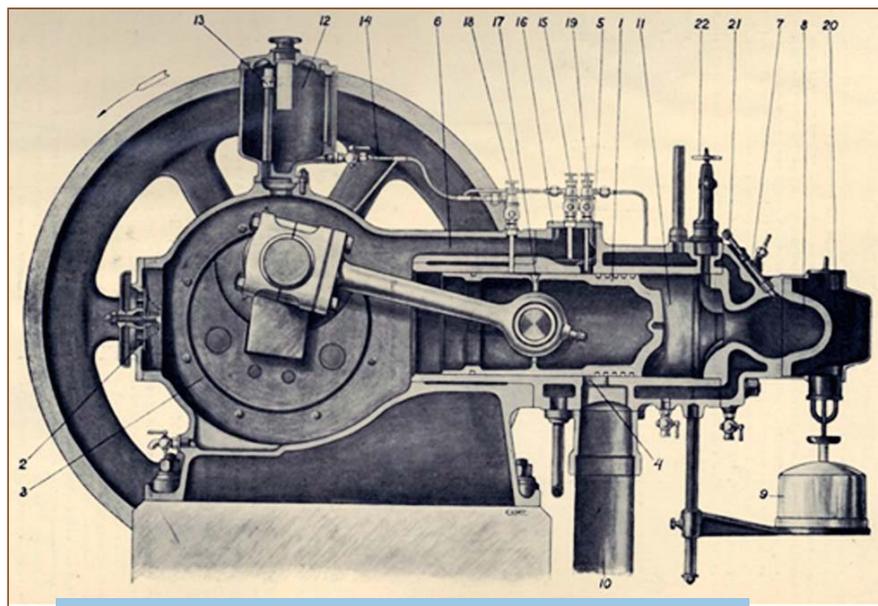


Рис. 3 Продольный разрез нефтянки завода "Красный двигатель"

- 1 - поршень;
- 2 - всасывающий клапан;
- 3 - кривошипная камера;
- 4 - выхлопное окно;
- 5 - продувочное окно;
- 6 - продувочный канал;
- 7 - форсунка;
- 8 - калоризатор;
- 9 - калильная лампа;
- 10 - выхлопная труба;
- 11 - полость рабочего цилиндра;
- 12 - масляный резервуар;
- 13 - соединительная трубка;
- 14 - маслопровод;
- 15 и 18 - игольчатые вентили для регулировки количества масла;
- 16 - крышка продувочного канала;
- 17 - маслоуловитель для смазки поршневого пальца;
- 19 - водокапельник;
- 20 - крышка кожуха калоризатора;
- 21 - нажимной винт;
- 22 - пусковой клапан

поршня (1) вправо воздух через воздушный клапан (2) втягивается в кривошипную камеру (3). При последующем ходе поршня влево воздушный клапан автоматически закрывается, воздух сжимается и когда поршень кромкой своего днища откроет сначала выхлопные окна (4), а затем продувочные (5), сжатый воздух из кривошипной камеры по каналу (6) поступает в рабочее пространство цилиндра (11), выдувая из него отработанные газы в выхлопные окна. Затем поршень двигается вправо и, закрыв кромкой днища выхлопные окна (4), сжимает поступивший из кривошипной камеры воздух. В конце этого хода поршня нефтяной насос, приводимый в действие эксцентриком, сидящем на коленчатом валу, подает через распыляющую форсунку в камеру сгорания порцию нефти из резервуара. Образовавшаяся в камере горючая смесь сгорает почти за время нахождения поршня в мертвой точке, а образовавшееся при сгорании смеси давление, толкает поршень влево. В конце рабочего хода поршня открываются выхлопные окна (4) и продукты сгорания выбрасываются через выхлопную трубу в атмосферу. Затем весь процесс (цикл) начинается снова.

Таким образом, весь процесс работы совершается в течение каждых двух тактов поршня.

Регулировка подачи нефти в насос была реализована с помощью нефтяного насоса и маятникового регулятора и основана на принципе пропусков подачи топлива в камеру сгорания. Запальный шар нагревается калильной лампой перед пуском двигателя. Для достижения экономичной работы двигателя и предотвращения перегрева запального шара, чреватого преждевременными вспышками, ведущими к уменьшению мощности, предусмотрена возможность подачи воды внутрь цилиндра через специальную капельницу (19). Смазка трущихся частей двигателя производится из масляного резервуара (12) с помощью капельниц (15, 18).

Вернемся к главному "герою" этой статьи - модели нефтяного двухтактного двигателя ДГН-20. Из исторической справки Новороссийского музея-заповедника известно, что "модель была изготовлена рабочими завода "Красный Двигатель" специально для XV съезда партии, который проходил в Москве в декабре 1927 г. После окончания съезда подарок рабочих был установлен в Московском политехническом музее". Следует отметить, что согласно учетной документации Политехнического музея этот предмет поставлен на учет в 1930 году. Комплектация модели "нефтянки" дает общее представление о конструкции стационарного двигателя типа ДГН-20 горизонтального исполнения. Данный экспонат представляет интерес как представитель целого ряда двигателей, работавших на дешевых тяжелых сортах топлива, выпуск которых был прекращен в связи созданием надежных, более экономичных конструкций бескомпрессорных двигателей Дизеля. Нефтяной двигатель представляет безусловный интерес и как образец производства первых пятилеток. **П**

Литература

1. Свистула А.Е. Двигатели внутреннего сгорания: учебное пособие А.Е. Свистула: Алт.гос.техн.ун-т им.И.И. Ползунова-Барнаул: изд-во Алт ПУ, 2009.- 81с.
2. Макаревич Н.П. Стационарные двигатели внутреннего сгорания ГОНТИ 1935 г.
3. <http://agrolib.ru/rasteniievodstvo/item/f00/s01/e0001355/index.shtml>
4. <https://www.liveinternet.ru/community/2411407/post71251025/>
5. Наставление к уходу за нефтяным двигателем ДГН-20 завода "Красный Двигатель" Москва Всесоюзный машино-технический синдикат. 1929 г.

ПАМЯТИ АНАТОЛИЯ НИКОЛАЕВИЧА ПЕТУХОВА



17 июня 1935-12 сентября 2019

Не стало ещё одного хорошего человека на Земле. На 85 году жизни скончался талантливый учёный, учитель многих и многих, прекрасный художник и наш давний друг и постоянный автор Анатолий Николаевич Петухов. Невозможно сказать, что

это событие было совершенно неожиданно для всех - Анатолий Николаевич долго и мужественно боролся с подступившими недугами, но от этого горе не становится меньше. Скорее даже наоборот, поскольку это был человек, который многим был примером положительного отношения к жизни и своему делу и стойкости к хворям.

А.Н. Петухов родился в г. Казани в семье служащих. Родители с детства поощряли его интерес к рисованию, хотя по роду своей деятельности были далеки от искусства. Это можно объяснить тем, что у родителей в быту проявлялись чувства неравнодушия к прекрасному, но развить эти способности в те годы, когда они жили, им не удалось...

В 1947г., окончив начальную школу, он успешно сдал экзамены и был принят на первый курс в школу "Ваяния и зодчества им. Весниных", хотя только посещая консультации, впервые познакомился с техникой рисования гипсовых фигур и работой акварелью над натюрмортом.

По семейным обстоятельствам, учиться в художественной школе пришлось: он закончил обычную среднюю школу в Пушкинском районе Подмосквы, где его привлекали к оформлению стенгазет, рисованию таблиц по ботанике и биологии, а также учебных таблиц по другим предметам. В 1953 г., окончив школу, работал и по вечерам учился.

С 1955 по 1958 г.г. служил в Советской армии и после демобилизации поступил в Московский авиационный технологический институт им. К.Э. Циолковского.

В 1963 г. окончил Московский авиационный технологический институт (МАТИ) по специальности инженер-механик по авиационным двигателям и по рекомендации акад. С.В. Серенсена был направлен в Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова в отдел "Конструкционная прочность" лаборатории "Динамика и прочность двигателей".

В сентябре 1972 г. защитил кандидатскую диссертацию на тему "Исследование усталостной прочности конструкционных материалов и замковых соединений лопаток компрессора ГТД в связи с процессом контактной коррозии трения", и был назначен начальником сектора "Сопротивление усталости конструкционных материалов и деталей ГТД".

В 1978 г. ВАК СССР присвоил ему научное звание старший научный сотрудник.

В 1982 г. за разработку и внедрение двигателя ТВЗ-117 награждён орденом "Знак почёта". Двигатели до сих пор поднимают в небо вертолёты Ми-24, Ми-8, Ка-28, Ка-52 и др. Кроме того, в 1982 г. Петухову А.Н. присуждена премия Совета Министров СССР "За разработку и внедрение комплекса высокотемпературных установок для исследования конструкционной прочности материалов и деталей ГТД".

В 1986 г. Петухов А.Н. за разработку и внедрение более 20 авторских свидетельств награждён медалью "Изобретатель СССР".

В 1987 г. ВСК г. Жешув (Польша) за оказание научно-технической помощи наградил Анатолия Николаевича "Почётной медалью за научно-техническое сотрудничество".

В 1991 г. А.Н. Петухов защитил докторскую диссертацию на тему "Технологические и конструктивные методы обеспечения прочности и ресурса ГТД". Также ему присуждается премия Совета Министров СССР "За разработку интегральной технологии изготовления высоконагруженных деталей ГТД из жаропрочных сплавов".

В 1992 г. был приглашён на работу по совместительству в Московский авиационный институт (МАИ).

С 1994 г. - совместитель 0.25 (профессор по конкурсу) в МАИ.

В 1999 г. Петухову А.Н. присвоено звание профессор.

В 1998 г. Петухов А.Н. избран членом-корреспондентом Российской академии естественных наук (РАЕН).

В 2007 г. - избран действительным членом академии РАЕН.

Конкретные результаты и обобщение научных исследований были отмечены именными золотыми медалями:

- 1994 г. - имени профессора Н.Е. Жуковского за монографию "Сопротивление усталости деталей ГТД";

- в 2006 г. отделения технологии РАН - имени академика С.Т. Кишкина "За комплексные исследования прочности конструкционных материалов";

- в 2009 г. академии авиации и космонавтики - имени Э.К. Циолковского "За вклад в развитие авиационной и космической науки и техники".

Международная ассоциация "Союз двигателестроителей - АССАД" присудила премии и медали имени генеральных конструкторов:

- Климова В.Я. - за монографию "Сопротивление усталости деталей ГТД" (1994 г.);

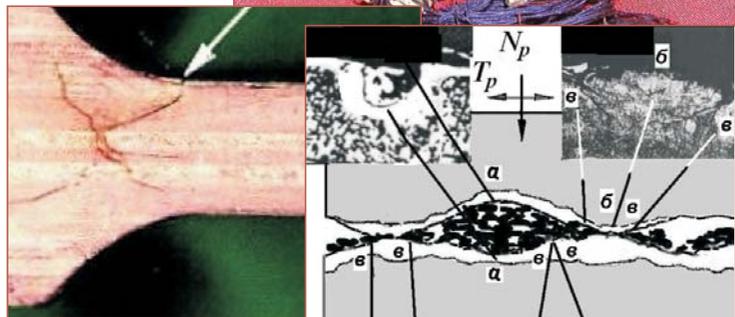
- Люльки А.М. - за "Комплекс методических материалов по экспериментально-расчетной оценке сопротивления усталости деталей ГТД" (2003 г.);

- Ивченко А.Г. - за "Разработку и внедрение автоматизированной установки "МерКулон-2" для определения остаточных напряжений в деталях сложной формы" (2007 г.).

- Н.Д. Кузнецова - за монографию "Фреттинг и фреттинг-усталость мало подвижных соединений ГТД и ГТУ" (2013г.).

В 2010 г. был награждён Почётным дипломом "За вклад в развитие науки трибофатик" Шестым

Международным Симпозиумом по трибофатике за монографию "Механизм фреттинга и фреттинг-усталость высоконагруженных мало подвижных соединений ГТД и ЭУ".



Производственную и научную деятельность А.Н. Петухов совмещал с педагогической: с 1989 г. - совместитель 0.25 (профессор) в МАТИ им К.Э. Циолковского;

А.Н. Петухов - профессор, доктор технических наук, действительный член Российской академии естественных наук, с 1985 г. вёл специальные курсы в МАТИ и МАИ. Он подготовил более 1000 инженеров, бакалавров и магистров, а также более 11 кандидатов и 7 докторов технических наук.



Нара. Вечерняя зорька



Храм животворящей Троицы

С 1999 г. более 10 лет руководил межотраслевым научно-практическим семинаром "Проблемы конструкционной прочности ГТД и ЭУ" и являлся научным редактором сборника статей этого семинара. Было выпущено 7 сборников трудов семинара. В работе семинара участвовали специалисты ОКБ и заводов отрасли, также работники НИИ и Вузов РФ.

Активно участвовал в разработке трёх редакций "Норм прочности ГТД", ряда ГОСТов, ОСТов, "Руководств для конструкторов" и Методических указаний по испытаниям на МНЦУ деталей ГТД.

С 1968 г. регулярно выступал с докладами на пленарных заседаниях Всесоюзных, Всероссийских, Международных симпозиумов и конференций.

Постоянно участвовал в оказании технической помощи ОКБ и заводам отрасли, более 35 лет руководил бригадой прочности в ОКБ ОАО "Климов".

До последнего времени являлся:

- членом диссертационных советов по защите кандидатских и докторских диссертаций МАТИ им. К.Э. Циолковского и НИАТ;
- членом НТС ЦИАМ им. П.И. Баранова;
- членом Учёного совета по трибологии ИМАШ им. А.А. Благонравова РАН;
- членом оргкомитета "Международного конгресса двигателестроителей";
- членом программного комитета ИМАШ РАН "Живучесть и конструкционное материаловедение";
- членом оргкомитета "Научные чтения, посвященные памяти члена корр. АН СССР И.А. Одингга";
- членом ГЭК МАТИ.

Научные труды А.Н. Петухова известны как в кругах учёных, так инженерам-практикам многих промышленных предприятий РФ.

Многие работы переведены на иностранные языки.

Более 35 лет он был ведущим бригады прочности ОАО им. В.Я.Климова.

Его научная и производственная деятельность отмечена: орденом "Знак почёта", премиями Совета министров СССР: в 1981г. "За разработку и внедрение установок для исследований жаропрочных материалов" и в 1991г. "За разработку и внедрение интегральных технологий обработки жаропрочных сплавов".

В 1995 г. за монографию "Сопротивление усталости деталей ГТД" он удостоен золотой медали имени профессора Н.Е. Жуковского и медалью АССАД им. генерального конструктора В.Я. Климова;

А.Н. Петухов является автором и соавтором более 18 монографий по проблемам конструкционной прочности и более 20 изобретений. Его научные труды известны специалистам не только в нашей стране, их переводы регулярно появляются за рубежом.



Поздравления от друзей в 2015 году

Анатолий Николаевич был постоянным автором журнала "Двигатель". Им опубликовано около десятка статей как по технической тематике - поясняющих сложные моменты, связанные с его основной деятельностью, так и по его излюбленному художественному направлению.

Ряд его работ за решение актуальных технологических и проблем прочности для современных авиационных двигателей и летательных аппаратов были отмечены государственными премиями, правительственными наградами СССР и РФ, а также международными дипломами Конгрессов и Симпозиумов.

Он являлся членом программных комитетов различных Конгрессов, Симпозиумов и Конференций.

Более десяти лет он проводил семинары по проблемам конструкционной прочности и был научным редактором сборников трудов этого семинара, которые пользовались интересом не только специалистов г. Москвы, но других городов РФ.

А.Н. Петухов известен как художник, который владеет различными жанрами: графикой, живописью (натюрморт, пейзаж, портрет).

С 1977 г., он регулярно участвовал в коллективных художественных выставках: городских, областных, Российских и Всесоюзных (в Центральном Манеже и других); а также в персональных выставках: в Центральном доме Учёных, в Центральном доме Художников, выставочном зале на Беговой; в выставочном комплексе "Серп и Молот"; в Министерстве культуры Московской области; в Мэрии г. Москвы и др.

Его работы регулярно отмечаются дипломами.

С 2001 г. является членом "Творческого Союза Художников России Международной Федерации Художников" и Союза Художников московской области.

Его картины получили признание профессиональных художников и искусствоведов. Более 180 его работ находятся в частных собраниях (в России, на Украине, в Польше, Франции, Бразилии, США), в краеведческом музее г. Лыткарино, в РГТУ - МАИ, в Правдинской средней школе №1, в ЦИАМ им. П.И. Баранова, в СНТК им. Н.Д. Кузнецова (г. Самара), в филиале СГАКУ им. С.П. Королёва (г. Самара).

Его живописные работы, которые выставлялись на многих Выставках, в частности "Современная живопись России", посвящённой 250-летию Академии художеств России (Москва., ТСХР, Гоголевский бульвар 18), были включены в каталоги:

"Современное искусство России. Живопись. Modern ART OF RUSSIA". К 250-летию основания Академии художеств России" М. 2007 г. 416с.;

"Иллюстрированная художественная энциклопедия. 600 биографий. Художники Московской области" М. 2010 г., 295 с.;

А.Н. Петуховым в 2010 г. выпущен Альбом избранных работ: "Живопись - графика" 152 с., который пользуется успехом как у любителей, так и у художников - профессионалов;

"Союз художников Московской области" М. 2012 г. 120 с.;

Альманахи "Метрополис": "Almanac Metropolis international university number. Московская лига деятелей культуры и искусств" 2009-2015 г.г., 152 с.

"Метрополис-избранное" Международный альманах. Metropolis-favorites" М. 2014 г., 240 с.

Первыми "экспонатами" были рисунки во время Войны в виде карикатур на фюрера и его вояк, которые он посылал на фронт своему отцу, они и помещались в боевых листках части.

Регулярное участие в выставках началось с 1978 г.

Работы А.Н. Петухова экспонировались на более чем 35 выставках - от областных и до центральных, на различных совместных экспозициях ведущих художников России.

Мы сердечно сочувствуем в этой невосполнимой потере родным и близким Анатолия Николаевича и ото всей души присоединяемся к словам ЦИАМовского некролога сотрудников А.Н. Петухова:

"Светлая память выдающемуся учёному, инженеру, творцу..."

МЫСЛЬ В ПОСТОЯННОМ ДВИЖЕНИИ. ДВИЖЕНИЕ - В КОСМОСЕ

Александр Михайлович Песляк, историк, журналист

ТАК ПОЛУЧИЛОСЬ, ЧТО В ЭТОМ ГОДУ ГОЛОВНОЕ РОССИЙСКОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ ПО ПИЛОТИРУЕМЫМ ПРОГРАММАМ В КОСМОСЕ ОТМЕТИЛО СРАЗУ ТРИ "СТОЛЕТИЯ". ЭТО - ЮБИЛЕИ ТРЁХ ЗАМЕСТИТЕЛЕЙ С.П.КОРОЛЁВА, ТРУДИВШИХСЯ И ПОЗЖЕ, КОГДА ПОДМОСКОВНУЮ ФИРМУ ВОЗГЛАВЛЯЛИ АКАДЕМИКИ В.П.МИШИН И В.П.ГЛУШКО.

ПЕРВЫЙ - ИГОРЬ САДОВСКИЙ - БЫЛ ИЗВЕСТЕН УЗКОМУ КРУГУ СПЕЦИАЛИСТОВ БЛАГОДАРЯ ТВЕРДОТОПЛИВНЫМ ДВИГАТЕЛЯМ ДЛЯ БОЕВЫХ РАКЕТ И НАЧАЛОМ РАБОТ ПО КОМПЛЕКСУ "ЭНЕРГИЯ-БУРАН". АНАТОЛИЙ АБРАМОВ - ПО СТАРТОВЫМ СООРУЖЕНИЯМ. А ВОТ ТРЕТИЙ...

Человек с яркой биографией, множеством достижений и заслуженных наград, Михаил Васильевич Мельников (1919-1996) был, пожалуй, редкой персоной в ракетно-космическом ареопаге, ибо родился в Москве. В её почти центральном районе - в Хамовниках. Отец - фармацевт, мама - учительница. Учился Михаил весьма неплохо, но золотую медаль получить не мог: тогда молодая Советская власть еще только копила золото - для закупки иностранного оборудования. Зато сын смог помогать матери, занимаясь по математике с претендентами на студенческий билет.

Да и сам успешно сдал экзамены и стал учиться на самолетостроительном факультете МАИ. Уже на третьем курсе для наработки опыта (и подработки тоже) пошел на авиазавод. Тот самый, в Химках, где встретил своих будущих "ракетных" соотарищей - В. Мишина, А. Исаева,



БИ - 1

В. Палло, Б. Чертока. Потом - эвакуация на Южный Урал. За участие в разработке первого советского самолета БИ-1 с ракетным двигателем был награжден орденом Трудового Красного Знамени.

После реэвакуации Мельников перешел непосредственно в коллектив А.М. Исаева (в будущем - ОКБ-2, что напротив королёвского ОКБ-1), а спустя некоторое время вместе со своим же руководителем перешел в "фирму Келдыша". В НИИ-1 шли мощные, прежде всего - теоретические и общеметодические наработки. Наряду с задачей создания воздушно-реактивных двигателей исследовались рабочие процессы в ЖРД, шли стендовые испытания. И лаборатория Мельникова уже доказала преимущества кислородно-керосиновых двигателей перед кислородно-этиловыми. Именно там Мельников обосновал и впервые получил практически полное сгорание топлива в камере ЖРД, доказал наличие термодинамически равновесного характера процесса истечения в соплах. Наконец, в 1950 г. предложил метод анализа потерь и расчёта удельного импульса ЖРД.

С переходом же в самостоятельное ОКБ-1 (туда его с группой переманил В.П.Мишин) у него появились возможности воплотить многие идеи в конкретные проекты, в двигатели с новыми характеристиками - и нового типа. А анализ возможностей эффективного охлаждения камеры сгорания и доказательства устойчивости рабочего процесса, по утверждению Б.А. Соколова, коллеги и соратника Мельникова еще со времен НИИ-1, стали научным фундаментом для последующих технических заданий на первые мощные четырехкамерные кислородно-керосиновые РД-107 и РД-108 главного конструктора В.П.Глушко.

Началось же в королёвском ОКБ-1 с того, что вместо немецких графитовых рулей, применявшихся на ФАУ-2, Михаил Васильевич предложил сделать рулями... сами двигатели. То есть создать управляемые РД. И таковые были созданы для знаменитой потом "семёрки" - межконтинентальной и космической Р-7. ("Верховный двигателист" В.П. Глушко считал это невозможным). И ещё - уже не в скобках: позд-

нее и конструкторы ОКБ Люлька НПО "Сатурн", пришли к концепции поворотного, управляемого - правда, не самого авиадвигателя, но его сопла.

Первый вариант рулевого РД С1.1101 тягой 100 кгс использовался сразу - при первых испытательных пусках "семёрки" в 1957 г. и выведении на орбиту первых спутников. Примечательно, что эти рулевые служили еще "средством довыведения", так как после выключения основного маршевого двигателя они добавляли импульс последствия. Впоследствии глушковцы усовершенствовали конструкцию камеры сгорания, включив рулевые в состав основных "движков".

Спустя год Мельников принял активное участие в создании (вместе с воронежским ОКБ-154 С.А.Косберга) высотного жидкостного ракетного двигателя 8Д714 - и С1.5400 (по "замкнутой" схеме). Таковой нужен был для блока "Е" - верхней ступени ракет, обеспечивших первые полеты королёвских "лунников". Многие использовались от предыдущих разработок (камера сгорания, апробированные топлива и др.). Воронежцы сделали удачный турбонасосный агрегат на основе опыта работ по авиационному кислородному ЖРД.

Впервые были решены задачи создания высотного сопла с посадкой из титана, "горячего" разделения ступеней ракеты в полёте и запуск двигателя в условиях космического вакуума. Создание С1.5400 по "замкнутой" схеме без потерь рабочих компонентов способствовало ускорению разработки двигателей подобной схемы с большой тягой в других КБ отрасли. И здесь мельниковцы выступили как пионеры, первопроходцы на новом и перспективном направлении.

Двигательных новинок в ОКБ-1 появилось немало. Среди них - 11Д33, выполненный по схеме с дожиганием генераторного газа. Это решало задачу повышения экономичности, увеличения удельного импульса - для наращивания полезной нагрузки. Теперь нагрузкой становились первые межпланетные автоматы - "Марсы" и "Венеры". Требовалось для этого надежное включение двигателя в пустоте. Состоялась, по сути, революция в двигателестроении: идея запуска двигателя в безвоздушном прост-



Михаил Васильевич Мельников



С 15 400 для блокаЕ 11Д33



ДУ с 11Д58

ранстве обрела контуры ЖРД 11Д33, преобразованного потом в 11Д58 - легендарный "движок".

А в 1974 г. был создан жидкостной ракетный двигатель 11Д58М для разгонного блока ДМ ракеты-носителя "Протон", где впервые в мире решена задача полного использования энергии топлива. Этот двигатель продолжает успешно "трудиться" уже более 40 лет.

Под руководством Мельникова в ОКБ-1 был спроектирован также двигатель с двукратным включением для глобальной ракеты ГР-1. Здесь появилась и новая функция двигателя - торможение в заданной точке баллистического полета для торможения головной части и поражения цели с высокой точностью. Двигатель 8Д726 включал в себя как бустерный турбонасосный агрегат окислителя (что позволяло запускать основной насос при малом давлении в баке), так и камеру нового типа с высокой расходонапряженностью. Была спроектирована и турбина новой конструкции с цельнолитым корпусом.

На своем же опытном заводе изготовили более 200 изделий, провели сотни испытаний. Но в связи с подготовкой международного договора, запрещающего вывод ядерного оружия на околоземную орбиту, работы по этому двигателю были свернуты.

Однако наработки вновь были эффективно использованы и развиты - в новом 11Д58. А потом появился и усовершенствованный 11Д58М. Это были изделия нового поколения двигателей с дожиганием, работающие на переохлажденном жидком кислороде и керосине, высококипящем горючем, и главное - с многократным (до 7 раз!) включением и выключением в космосе. Он стал поистине легендарным, работая уже 40 лет в составе разгонных блоков Д и ДМ для РН "Протон", обеспечивая вывод на высокие и межпланетные орбиты автоматических станций, обсерваторий, модулей орбитальных станций "Мир" и МКС.

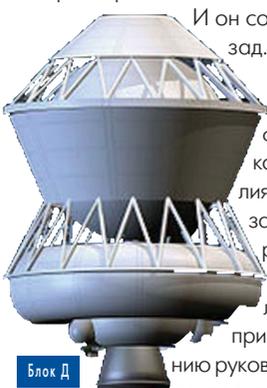


Разгонный блок ДМ

Михаил Васильевич принял самое активное участие в разработке объединенной двигательной установки (ОДУ) космического корабля "Буран". Конечно, масса новшеств: выбор криогенного топлива (жидкий кислород - синтин); блочное построение ОДУ с возможностью замены подсистем; координация функционирования двух маршевых, 38 управляющих двигателей и 8 двигателей точной ориентации. Достаточно указать, что ЖРД двух последних типов гарантировали от 2 000 до 5 000 включений за полёт...

И он состоялся - один-единственный. Тридцать лет назад...

... Как рассказывает ветеран РКК "Энергия" С.А. Худяков, идеи у Мельникова действительно фонтанировали. Он был личностью креативной, концепции и проекты сыпались как из рога изобилия. Так что вначале Василий Павлович Мишин, а затем и Сергей Павлович Королёв верно и зорко разглядели в нём одного из Творцов новой техники. Степень доктора технических наук ему, в числе нескольких королёвских конструкторов, была присвоена особым решением ВАК - по представлению руководства Академии наук. И звания Героя соцтруда, лауреата Ленинской премии, ордена - это всё за Дела, а



Блок Д

навесом - отработать в будущем.

Авторитет Мельникова еще более укрепился, когда он стал заместителем Главного конструктора ОКБ-1. Он продолжал им оставаться и после ухода С.П. Королёва из жизни - ещё более двух десятилетий. Вот из характеристики "треугольника" - с первой подписью В.П. Мишина : "Сформировавшийся разносторонне одаренный исследователь-учёный ... Недюжинный талант руководителя и создателя новых направлений как в жидкостных двигателях, так и в двигателях с применением новых источников энергии... Не замкнулся в рамках своей специальности, его работы по металлофизике, материаловедению, технологиям говорят о нем как о крупном специалисте, прокладывающем новые пути в науке..., создал в стране кооперацию, а на предприятии - коллектив исследователей, инженеров и ученых по проектированию, конструированию и созданию принципиально новых двигателей."

О своем руководителе Худяков говорит так: "По моему убеждению, Михаил Васильевич - человек творческий, фантастически преданный космосу, поборник всего нового. Отважный экспериментатор; на испытаниях ещё в НИИТП потерял глаз. Несмотря на это, работал с утра до полуночи. Совещания собирал и в 8, и в 9 часов вечера... Он выслушивал каждого, дотошный был - до деталей расспрашивал, искал всё новые аргументы..."

Николай Тупицын вспоминает, что его начальник живо интересовался и способами получения безмашинной энергии. Работы под руководством М.В. Мельникова приводили к созданию систем энергопитания космических кораблей на новых для того времени источниках - на изотопах, на электрохимических элементах. Так, в космос летал не просто ЭХ генератор, а полная энергетическая установка (с ЭХГ "Фотон"). К сожалению, в связи с аварийным пуском последнего комплекса Н1-Л3 (1972 г.) и установке не пришлось поработать, что называется, в полную силу. Что касается изотопного генератора, то его вообще планировалось поставить на второй, запасной лунно-посадочный модуль. Он стартовал бы к Земле, если бы с первым что-то произошло. "Спасатель" тоже остался нереализованным. То же касалось и источника энергопитания для "Бурана". На первый полёт не решились ставить - а второго уже и не было.

По словам Б.А.Соколова, у Михаила Васильевича были с Глушко отношения - как две стороны медали. На одной - официальная доброжелательность и взаимное уважение. Выпускник МАИ внимательно штудировал и применял теоретические положения из трудов Валентина Петровича еще в 1940-е годы. И не просто так, а за глубокие знания последний поддержал кандидатуру Мельникова в члены-корреспонденты Академии наук СССР (правда, не получившись). С другой стороны, каждый ревностно относился к достижениям другого - и пока трудились на разных НПО, и когда в 1974 г. академик возглавил НПО "Энергия". Один из ветеранов вспоминал, как привезли некие наработки мельниковцев в Химки. Глушко посмотрел графики и заявил: "Быть такого не может, потому что у меня этого не получалось" (!)

Уходя с начальственных должностей, Мельников трудился на родном предприятии уже научным консультантом. Его тянуло не столько в науку как таковую, сколько к "искрению" научными проектами - особенно в рамках преподавательской деятельности. С послевоенных лет вначале sporadически (затем уже - как зав.кафедрой, созданной им же) он преподавал в МАИ. Читал лекции (впрочем, и в МВТУ тоже). На памяти того же Худякова немало было случаев, когда шеф ссылался на производственные дела - и перепоручал ему выступать перед студентами. И "ученик седлал любимого конька": его темой были космические энергоустановки. А экс-маёвец Владимир Пашкевич отмечал умение самого Мельникова работать со студенческой молодёжью, воодушевляя их новыми задачами и горизонтами. Тому, кстати, способствовал и уместный юмор профессора.

О многом вспоминали ветераны, принесли цветы на скромную могилу своего коллеги и наставника на Останкинском кладбище. Он - навсегда среди тех, кто сделал нашу Родину первой в космосе.



МОДЕЛЬ САМОЛЁТА ШАБСКОГО ИДЕНТИФИЦИРОВАНА ПО ФОТОГРАФИИ

Юрий Викторович Кузьмин, к.ф.м.н., ЦАГИ

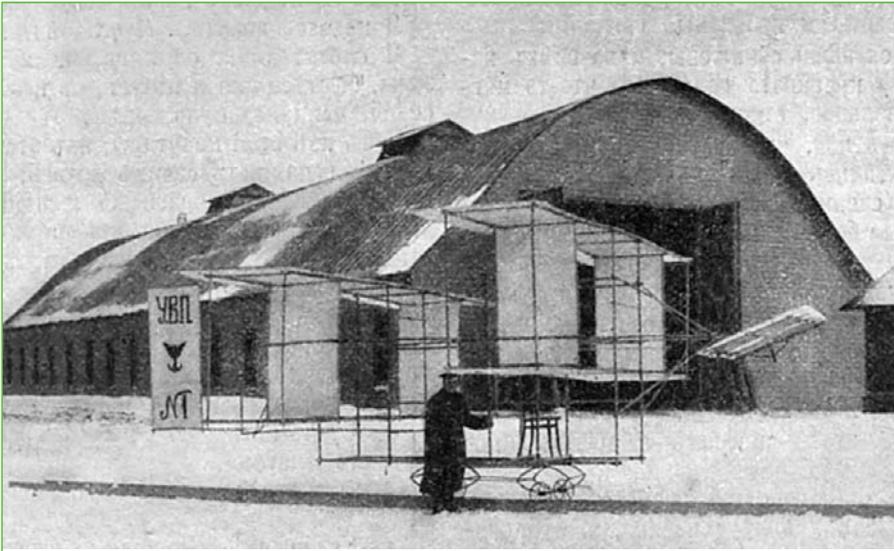


Рис. 1. Фотография аэроплана Шабского, опубликованная в майском выпуске журнала "Огонёк" за 1908 г. Перед самолётом - сам конструктор, за ним - ангар УВП

В конце 1908 г. братья Райт, гастролировавшие с августа во Франции, предложили Военному министерству России купить у них 10 бипланов общей стоимостью 200 000 рублей. Но командир Учебного воздухоплавательного парка (УВП) генерал А.М. Кованько заверил военного министра, что вверенный ему парк в состоянии самостоятельно строить аэропланы не хуже райтовских. В результате от покупки бипланов Райтов отказались.

Весной 1909 г. УВП приобрёл семь двигателей "Рено" мощностью 35-55 л.с., и к 22 сентября 1909 г. сразу пять самолётов различных конструкций вывезли в разобранном виде для окончательной сборки на полигон УВП в Гатчине. На это было выделено 23450 руб. (не считая стоимости двигателей).

Из пяти аппаратов три (самолёты Агапова, Вернандера, Голубова) так и не довели до испытаний, а ещё два (Гебауэра и Шабского) развалились при первой попытке взлёта. Шабский продолжил работу над аппаратом. В январе 1910 г. Киевский вестник воздухоплавания и спорта писал: "Аэроплан кап Шабского (построен Воздухоплавательным парком в СПб, на заводе Пастера); пробные полёты этой весной" [1]. Но и весной аэроплан не взлетел.

В декабре 1910 г. "Вестник воздухоплавания" писал: "Доморощенные аэропланы офицеров-изобретателей по неволе отцвели, не расцвели. Есть слух, что их приказано сдать в цейхгауз, перечислив, так сказать, в категорию предметов недвижимой собственности" [2].

Лишь Агапову со второй попытки удалось создать удачную конструкцию, сочетавшую в себе элементы конструкции бипланов "Фарман" и "Соммер". Но это произошло уже в

конце 1910 г. (не ранее октября), значительно позже полётов самолётов Кудашева, Гаккеля, Сикорского и первых серийных машин, построенных в Российской империи на варшавском заводе "Авиата".

Самолётостроительная эпопея в УВП и её предыстория подробно описана в фундаментальном труде Дузя [3, с. 290-293]. Более сжато она изложена у Шаврова [4, с. 44-46], зато в его книге приведены фотография самолёта Гебауэра и проекции, нарисованные И. Султановым по принципу "как это могло бы быть исходя из текстового описания", самолёта АПВ Вернандера.

Та же история почти дословно, без ссылок на источники, пересказана в книге Соболева [5, с. 77]: "В том же, 1909 г., российское правительство, наконец, проявило интерес к самолетам. Было решено отклонить предложение братьев Райт о покупке их изобретения и создавать авиацию своими силами. Конструировать самолеты поручили офицерам-воздухоплавателям М.А.Агапову, Б.В.Голубеву, Б.Ф.Гебауэру и А.И.Шабскому. ... Никто из перечисленных выше лиц не только не летал на самолете, но даже никогда не видел его. Поэтому не приходится удивляться, что их творения терпели аварии еще во время пробежек по земле".

Из офицеров УВП только А.И. Шабский до этого занимался самолётостроением. В [3, с. 290] сказано: "В 1907 г. Шабский построил в Учебном воздухоплавательном парке большую модель своего аэроплана, напоминавшую аэроплан Делагранжа. В 1908 г. командир Учебного воздухоплавательного парка по поводу этой модели доносил в Главное инженерное управление: "До сего времени она не могла быть испытана за недостатком средств на приобретение двигателя". Из текста не ясно, насколько большой была данная модель и предназначалась ли она для пилотируемого полёта.

Делагранж (Ferdinand Leon Delagrang) был не авиаконструктором, а спортсменом-пилотом. Ни одной конструкции

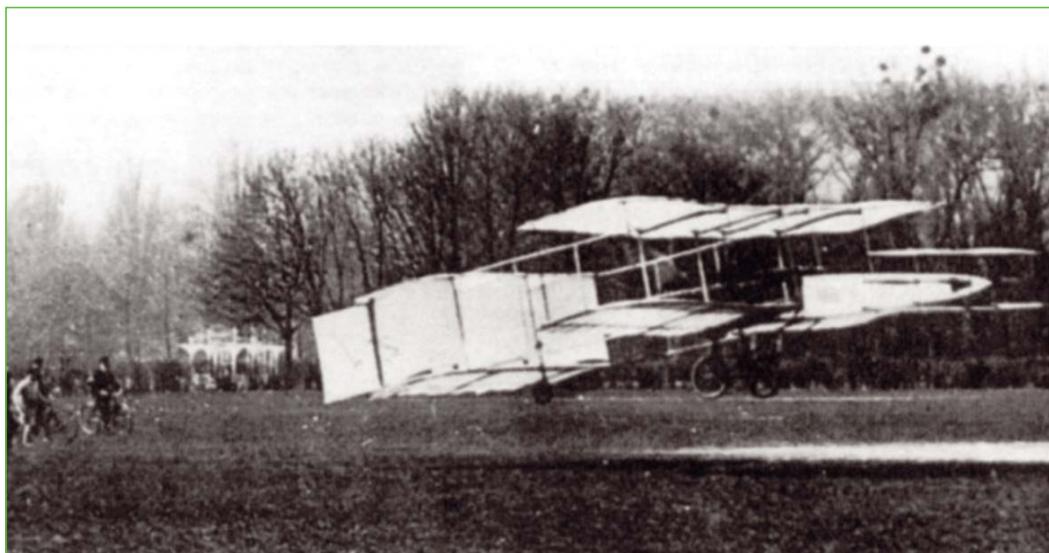


Рис. 2. Первый взлёт первого самолёта Делагранжа 30 марта 1907 г. Фото из [6]. Видно, что самолёт сильно отличается от самолёта Шабского



Рис. 3. На этом самолёте, построенном братьями Вуазен, Анри Фарман совершил первый в мире полёт по замкнутой кривой. Почтовая карточка 1908 г. Такой же биплан братья Вуазен построили и для Делагранжа

Делагранжа в весьма полной энциклопедии французских самолётов [6] не упоминается, самолёты для него в описанный период строили братья Вуазен (Voisin).

Один из самолётов Делагранжа был однотипен с бипланом HF.1, на котором Анри Фарман (Henry Farman) совершил первый в мире полёт по замкнутой кривой 13 января 1908 г., другой, более ранний, взлетевший 30 марта 1907 г., так и вошёл в историю авиации как Вуазен-Делагранж. Оба были бипланами с бипланым же хвостовым оперением и дополнительным передним рулём высоты.

Однако мы увидим, что Дузь не совсем точен, и самолёт Шабского по схеме сильно отличался от самолётов Делагранжа.

Фотографий модели и самолёта Шабского, того, кто, вместе с Гебаузром, сумел довести свою конструкцию до - пусть и неудачной - попытки взлёта, в книгах [3-5] нет, хотя в [4] приведено описание аппарата, восстановленное В. Б. Шавровым на основе документов УВП, хранившихся в ЦГВИА - Центральном государственном военно-историческом архиве.

Согласно Шаврову, это был биплан-танDEM ферменной конструкции с бипланым рулём высоты впереди и двойным рулём направления позади крыльев. Как и в бипланах "Райт А", двигатель вращал два винта при помощи цепной передачи. Это сильно отличается от схемы упомянутого Дузем самолёта Делагранжа.

Но оказывается, что журнал "Огонёк" в 1908 г. напечатал заметку, посвящённую именно аэроплану Шабского, громко озаглавленную "Первый русский аэроплан" [7] с фотографией модели 1908 г. Модель в целом соответствует описанию Шаврова, но передний руль высоты и задний руль направления не бипланые, а монопланые. Впрочем, в варианте 1909 г. это могло измениться.

Модель сфотографирована на фоне ангара УВП, а на руле направления нанесена аббревиатура "УВП", номер 1 и эмблема УВП: якорь с крыльями. Отсюда следует, что создание модели - не самодеятельность автора, а значит, слова из книги [5] "В том же, 1909 г., российское правительство, наконец, проявило интерес к самолётам" неверны, интерес возник как минимум в начале 1908 г.

Из фотографии и текста [7] следует, что "модель" надо понимать в смысле "модификация" - то есть, это настоящий самолёт, созданный для пилотируемого полёта. В тексте сказано: "Навигатор сидит на скамье, имея перед собой мотор, винты которого находятся позади динамических плоскостей аэроплана". Разбежаться аэроплан должен был по рельсам: "Когда мо-

тор приводится в движение, аэроплан мчится по особо установленным рельсам на четырёх колёсах с огромной быстротой. Гонимый автомобиль едва может за ним угнаться. Затем, подъёмом вертикального руля аэроплан отделяется от земли, принимая то или иное направление, согласно желанию навигатора" - сказано в заметке.

Приведены и масса аппарата без мотора: 15 пудов (240 кг), и расчётная скорость 60-70 вёрст в час (64 - 75 км/ч). У Шаврова [4, с. 646] указана несообразно большая масса аэроплана: 760 кг (с мотором), что неподъёмно для 55-сильного двигателя

Судя по фото, хорда крыла несколько меньше роста конструктора, около 1,5 м. В [4, с. 45, 645] указаны хорда и размах самолёта Шабского 1909 г. пост-

ройки: 2 и 12 м соответственно. Поэтому, вероятно, показанная на фотографии машина была заброшена и в 1909 г. А.И. Шабский построил новый аппарат.

Почему не удалось довести до испытаний самолёт, созданный весной 1908 г. и действительно имевший шанс стать "первым русским аэропланом", было причиной только отсутствие двигателя или что-то ещё, пока неизвестно.

К сожалению, в замечательном сборнике [8] опубликованы документы УВП только до конца 1907 г., сведений о программе строительства самолётов в нём нет. Возможно, новые поиски в архивах позволят уточнить историю постройки самолётов Шабского.

Однако, теперь совершенно по-другому выглядит инициатива А.М. Кованько. Оказывается, это не было волюнтаристское заявление человека, не понимающего, что такое самолёт. Самолёт уже был построен к этому времени в УВП, и, казалось, что дело только за мотором. Вероятно, именно на успех самолёта Шабского и рассчитывало командование УВП, когда предложило отказаться от покупки самолётов братьев Райт. ■

Литература:

1. Летательные аппараты русских конструкторов. Вестник воздухоплавания и спорта. Киев, 1910, № 1-2, с. 44, опубликован 30.01.1910
2. Семенов Н. На гатчинском аэродроме. Вестник воздухоплавания 1910 № 12, с.48-49
3. Дузь П. Д. История воздухоплавания и авиации в России. М.: Наука. 1995. ISBN 5-02-000233-X. 496 с. Впервые опубликовано в 1944 г.
4. Шавров В. Б. История конструкций самолётов в СССР до 1938 г. Издание 3-е. М.: Машиностроение. 1985. 752 с.
5. Соболев Д. А. История самолётов мира. М.: Русавиа. 2001. 680 с. ISBN 5-900078-10-8
6. Opdycke L. E. French aeroplanes before the Great War. Paris: Schiffer Publishing. 1999, 268 p. ISBN 0-7643-0752-5
7. Первый русский аэроплан. Огонёк № 18 1908 г. 4 (17) мая 1908 г., с. 15-16
8. Воздухоплавание и авиация в России до 1907 г. Попов В. А. (ред.). М.: Гособоронпромиздат. 1956. 952 с.

Связь с автором: ykuzmin@rambler.ru

ЗНАЧКИ, ЗНАКИ И ЖЕТОНЫ АВИАТОРОВ, АВТОМОБИЛИСТОВ И ВЕЛОСИПЕДИСТОВ НА САМОМ БОЛЬШОМ СТОЛИЧНОМ АУКЦИОНЕ РОССИЙСКИХ НАГРАД

Андрей Викторович Барановский

○○○ "Монеты и медали" 25 и 26 мая 2019 г. провели в Москве аукцион "Награды России" (№ 124), который стал самым большим из подобных по количеству выставленных лотов - суммарно 1111.



Знак Добролет Я.К. Лышкова

Самым дорогим лотом аукциона стал серебряный с позолотой и покрытый эмалью наградной именной знак "ДОБРОЛЕТ" за налет 100000 км. Он принадлежал гвардии майору Я. К. Лышкову. За знак было заплачено по старту - 2,2 млн. рублей.

Вообще на аукционе из интересующих нас лотов, а их около 50, больше всего и наиболее дорогих было связано с советской довоенной авиацией. Это знаки различных авиационных обществ, награды за налет часов.

Пробный знак середины 1930-х гг. для летчиков Гражданского воздушного флота СССР за налет 300 тысяч километров в ходе торгов поднялся в цене с 700 тыс. рублей до 1,2 млн. Как и любой пробный знак, он относится к исключительно редким.



Добролет

Знак для летчиков Гражданского воздушного флота СССР за налет 800 тысяч километров 1935-1938 гг. из серебра с позолотой и покрытый эмалью был куплен за 1,1 млн. рублей, что в 2 раза выше стартовой цены. Нагрудный знак "За налет" являлся наградой летно-подъемного состава Гражданского воздушного флота. Положение о знаке было утверждено начальником ГУВФ В.С.Молоковым 4 августа 1938 г.

На аукционе за 1 млн. рублей при старте в 400 тыс. был куплен знак ОСОАВИАХИМа в память "Звездного перелета" в 1927 г.

На аукционе было несколько послевоенных знаков "За налет", цены которых превысили 25 тыс. рублей за штуку.

Очень редкий знак Общества друзей воздушного флота (ОДВФ) в память перелета 1925 г. "Москва - Пекин" был куплен по старту за 400 тыс. рублей. ОДВФ стало



Перелет Москва-Пекин.

первой в СССР массовой общественной организацией по содействию развитию Воздушного флота. Оно было образовано 8 марта 1923 г. и существовало за счет считавшихся добровольными пожертвований граждан. ОДВФ проводило слеты планеристов, строило военные и гражданские самолеты, аэродромы и взлетные площадки. Велась большая работа по пропаганде достижений авиации.

ОДВФ имело свои региональные подразделения, которые также

выпускали свои знаки, которые сейчас относятся к категории редких и чрезвычайно редких. Так за знак Общества друзей воздушного флота Северо-Западной области было заплачено 800 тыс. рублей, что на 150 тыс. больше старта. За знак Азербайджанского ОДВФ покупатель заплатил 220 тыс. рублей при старте в 150 тыс.



Знак Азербайджанского ОДВФ

Огромную роль экспедиции ледокола "Красин" 1928 г. по спасению членов экипажа дирижабля "Италия" сыграла авиация. На этом дирижабле итальянский дирижаблестроитель и путешественник Умберто Нобиле достиг Северного полюса, но на обратном пути потерпел катастрофу.

Всем участникам экспедиции были вручены памятные знаки Осоавиахима СССР. Один из них был продан на аукционе за 390 тыс. рублей при начальной цене в 200 тыс.



Экспедици по спасению Нобиле

Дирижабль "Италия", стартовав в Кингсбее 23 мая 1928 г. при сильном попутном ветре, уже на следующий день достиг полюса, но 25 мая, на обратном пути, потерпел катастрофу. Первым, кто услышал сигнал бедствия, который передавал оказавшийся среди уцелевших участников экспедиции радист "Италии", был радиолобитель Шмидт из архангельского села Вознесенье-Вохма. В СССР, в рекордно короткие сроки, был создан Комитет помощи пропавшему дирижаблю.

Флагманом операции стал самый мощный в мире на тот период ледокол "Красин". Весной 1928 г. ледокол находился на ремонте в Ленинграде - его готовили к длительной консервации. Но драматическое событие заставило руководство страны пересмотреть эти планы, и за 4 дня 7 часов и 48 минут корабль был оснащен и полностью готов к полярному походу. Капитаном судна был назначен Карл Эгги, начальником экспедиции - Рудольф Самойлович. Команда корабля насчитывала 136 человек, включая 7 журналистов. Зарубежные газеты того времени писали, что так быстро могут собираться только сумасшедшие или большевики. На ледоколе базировался трехмоторный самолет немецкого производства "Юнкерс". Летный экипаж возглавил известный полярный летчик Б. Г. Чухновский. Самолет собирался прямо на борту ледокола и спускался на лед при помощи деревянных настилов. 12 июля моряки ледокола "Красин" сняли с дрейфующей льдины оставшихся в живых членов экспедиции У.Нобиле (самого тяжелораненого Нобиле вывез 23 июня шведский пи-

лот Лундборг). Корабль доставил спасенных на Шпицберген, где их ждало базовое судно "Чита де Милано". 5 октября 1928 г. "Красин" вернулся в Ленинград. На подступах к городу его встречал эскорт военных кораблей, над палубой "Красина" пролетали самолеты, 200 тыс. жителей Ленинграда стояли в тот день на набережных Невы. Страна впервые так торжественно встречала героев полярников. Членам экипажа были выданы награды, а 8 октября 1928 г. ледокол "Красин" был награжден орденом Трудового Красного Знамени, первым из судов морского торгового флота.



Знак окончивших летную школу Вр Пр-ва

Московскую авиационную школу прапорщиков, периода Временного правительства. Учитывая краткость пребывания у власти этого правительства, неудивительно, что знак относится к исключительно редким.

А вот жетонов Особого Комитета по усилению военного флота на добровольные пожертвования было выдано жертвователям довольно много. Поэтому и цена на него на аукционе была всего 10 тыс. рублей. Насколько эффективной оказалась работа Комитета, указывает следующее. На его средства были посланы во Францию обучаться летательному искусству первые русские летчики - 5 офицеров и 7 нижних чинов. На один миллион рублей Комитет за три года приобрел 90 самолетов и организовал первые в России авиационные школы - в Севастополе и в Гатчине.



Знак Императорского автомобильного общества

Ещё один жетон - "Авиационная неделя в Москве 29/V - 5/VI 1911 г." покупателю не нашел.

Перейдем теперь к автомобильным жетонам. Здесь по старту за 550 тыс. рублей был куплен знак Императорского Российского автомобильного общества первой половины 1910-х гг.

Покупатель заплатил 185 тыс. рублей при старте в 50 тыс. за жетон Московского Автомобильного общества в память автомобильного пробега Москва - С.-Петербург, 1-3 мая 1912 г. Жетон именной и он принадлежал вице-командору Б.Ф.Яроцинскому.

Вот что сообщала о пробеге газета "Петербургский листок" в номере от 3 мая 1912 года: "Автопробег Москва - Петербург стартовал из Москвы 1 мая. Ровно в 3 часа ночи весь кортеж машин направился на Петербургское шоссе, где и был дан старт. Через каждые 2 минуты один за другим автомобили снимались со старта. К 6 часам вечера 1 мая участники прибыли в Новгород, где была объявлена ночевка. На заре 2 мая, выйдя из Новгорода, автомобили направлись к Петербургу. Петербургские автомобилисты выехали навстречу и к часу дня прибыли в Ижору, где и расположились бивуаком. Около 2 часов дня появились участники пробега. Все они вместе с встречающими их автомобилистами направлись к помещению Императорского автомобильного общества".



Призовой жетон автомобильного клуба СССР

Уже советский серебряный с позолотой знак Московского Автомобильного общества 1930-х годов был куплен за 180 тыс. рублей. Он

также относится к категории чрезвычайно редких.



Призовой жетон спортивных соревнований по велосипедному спорту

За призовой жетон автомобильного клуба, врученный В. Якобсону и выпущенный до 1927 г. было заплачено 57,5 тыс. рублей.

За редкий знак Всесоюзной Ассоциации Инженеров 1922-1927 гг. между участниками аукциона шла нешуточная борьба. В результате цена его возросла с 50 тыс. до 140 тыс. рублей.

Из двух лотов с жетонами соревнований по велоспорту был куплен один - призовой 1924 г.

Это было первенство Всевожуча и получил его Г.И. Козлов, о чем свидетельствует гравировка на оборотной стороне жетона. Он проехал 50 км за 1 ч. 41 м. 1,8 с. Жетон купили по старту за 55 тыс. рублей. А призовой знак чемпиона ВФО "Спартак" по велоспорту 1954 г. куплен не был.



XXIII Московский международный Салон изобретений и инновационных технологий

«Архимед-2020»

Инновации. Инвестиции.
Промышленные образцы.
Товарные знаки.

Москва, 24-27 марта 2020 г., КВЦ «Сокольники» (Павильон №2)

ФОТОГРАФИИ ИЗ СЕМЕЙНОГО АРХИВА **АЛЕКСЕЯ АЛЕКСАНДРОВИЧА ЧАРОМСКОГО**

(В ДОПОЛНЕНИЕ К СТАТЬЕ: **АЛЕКСЕЙ ДМИТРИЕВИЧ ЧАРОМСКИЙ: ЧЕЛОВЕК, ИНЖЕНЕР**)



Дмитрий Александрович Боев
Александр Алексеевич Чаромский

После публикации статьи к 120 -летию А.Д. Чаромского ("Двигатель" № 1, 2019) в редакции прошло несколько встреч с сыном нашего замечательного конструктора и тоже инженером - Александром Алексеевичем Чаромским. Им были переданы в редакцию несколько совершенно неизвестных широкой публике фотографий Алексея Дмитриевича разных лет с тем, чтобы мы опубликовали их, пустив тем самым в научный оборот.



Группа рабочих Путиловского завода. Лёша Чаромский в 4-м ряду в центре- отмечен красной стрелкой



Александр Алексеевич Чаромский



А.Д. Чаромский в 19-м



Страница из Красной звезды 20-х гг

Справка на лето:
 1. Радий Федор Волынский - летчик-испытатель, летчик.
 2. Лопухин Владимир Владимирович - перт-инженер.
 3. Кулакин Александр Иванович - летчик.
 4. Зароцкий Алексей Дмитриевич - летчик-испытатель.
 5. Селищев Михаил Владимирович - летчик-испытатель.
 6. Полицейский Василий Павлович - контрольный летчик.
 7. Горбачев Иван Иванович - летчик-испытатель.
 8. Харусский Михаил Александрович - летчик-испытатель.

Уважаемому Алексею Дмитриевичу! В дни слушаний в апреле 1936 г. на собрании присутствовали о том, по собственному желанию в ОКБ, в М. М. Мухоморова по установке первых АИ на РД - на заводе № 18 в 1935 году.

Получил сведения, согласно которым летчик-испытатель Александр Сергеевич Мухоморов в 1935 году в ОКБ, Мухоморова Александр Сергеевич, летчик-испытатель ОКБ, летчик-испытатель ОКБ.



У самолета РД с двигателем АН-1 конструкции Чаромского - его создатели А.Д. Чаромский - четвертый справа



Первый набор Академии Жуковского. А.Д. Чаромский 4-й слева в первом ряду



Создатели РД с АН-1 в 1935 г.



Группа ОНД ЦИАМ в 1933 году



"У мотора Н-1 собрались самолётчики" - на Авиамоторной ЦИАМ в ОНД у Чаромского (на фото он справа)



Группа ОНД ЦИАМ в середине 30-х



Группа конструкторов ОНД ЦИАМ в конце 30-х гг.

Обвинительное заключение Чаромского 1939 г.

По следственному делу в 19300 по обвинению ЧАРОМСКОГО Алексея Дмитриевича в преступлении, предусмотренном ст.ст. 58-1, 58-7 и 58-11 УК РСФСР.

ОБВИНИТЕЛЬНОЕ ЗАКЛЮЧЕНИЕ

20 августа 1937 года ГУБЕ НКВД СССР был арестован ЧАРОМСКИЙ Алексей Дмитриевич, главный инженер конструктор по авиационным двигателям ЦИАМ-ИИОП, как участник правотроцкистской организации существовавшей в авиационной промышленности центрального института Авиационного Моторостроения. /ЦИАМ/.

Произведенным следствием по делу установлено, что ЧАРОМСКИЙ А.Д. являлся участником троцкистской контрреволюционной вредительской организации в авиационной промышленности и что на путь борьбы против Советской власти его привела принадлежность к троцкистской оппозиции в 1923-1924 г.г.

Троцкистская деятельность его активизировалась в 1931 году с приходом в ЦИАМ ЛОБЕРЯНСКОГО, который был воле



Разработчики авиатехники на приеме у МИ Калинина середина 40-х



В Колонном зале ДС в начале 60-х



Выпуск МАИ 1950 г - начало работы Чаромского в МАИ



А.Д. Чаромский и А.Н. Туполев на даче у Туполева 60-е годы



Выпускники Академии Жуковского первых наборов на ступенях Академии. В белом кителе в центре - А.Д. Чаромский. В верхнем ряду за ним - Е.Н. Урмин



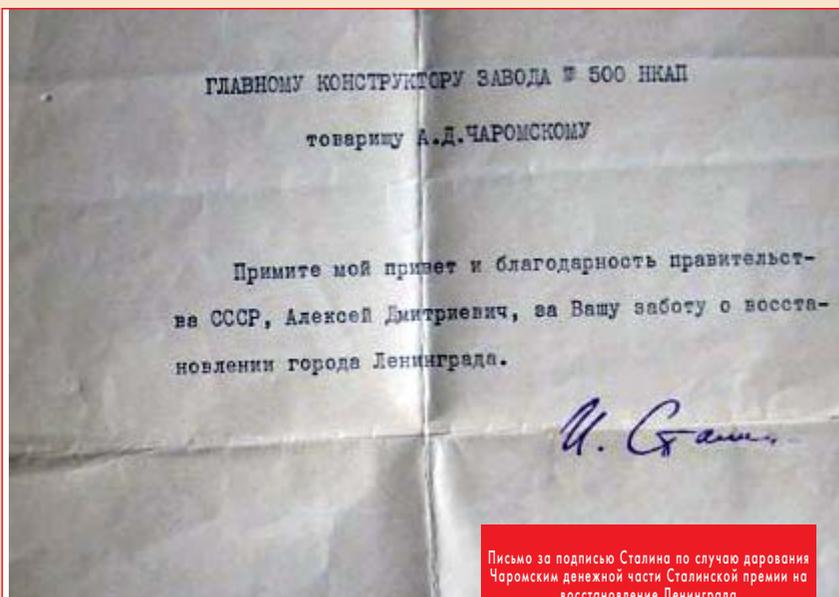
А.М. Люлька слева и А.Д. Чаромский в МАП, 1981 год



А.Д. Чаромский и Б.С. Стечкин в 70-х гг.



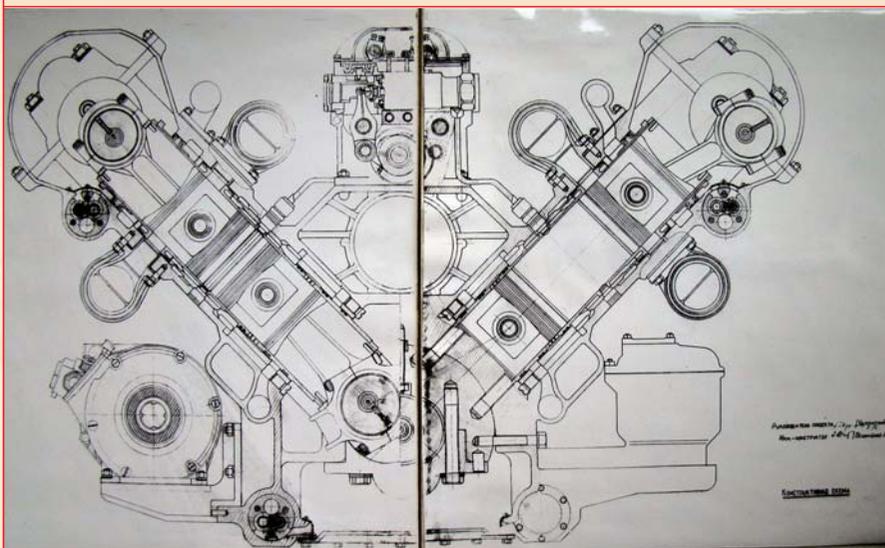
А.Д. Чаромский - 60-е годы



Письмо за подписью Сталина по случаю дарования Чаромским денежной части Сталинской премии на восстановление Ленинграда



Приём американской делегации в ЦИАМ в начале 30-х. А.Д. Чаромский лицом к нам, пятый справа



**НАВСТРЕЧУ 50-ЛЕТИЮ
Великого Октября**

ОТ ПАСТУХА ДО ДОКТОРА НАУК

Большой и нелегкий путь — от пастуха до доктора наук и генерала принес наш земляк Алексей Дмитриевич Чаромский. Для этого ему потребовалось 50 лет.

Трудно пришлось Алексею в годы детства и юности. Годился он в 1899 году в бедной крестьянской семье в селе Чаромское Черноводского уезда. Полтора года спустя умер отец. На руках матери Акулины Петровны остались трое малых ребят.

Окончив начальную церковно-приходскую школу, Алексей вынужден был заниматься в деревне пастухом. Три года пас он овец и коров. Страстно мечтал учиться, но возможности для этого не было. Семью одолевала нужда. Чтобы как-то выбраться из нее, Алексей двенадцатилетним мальчишкой поехал в Петербург в надежде поступить на Пулковский завод. Но эта мечта осуществилась тогда два с половиной года спустя. А пока он побывал в учебном будущем и продавал молоко «бонификация», «Петербургский дневник». Случайно, во время похода разгрома «Правду».

Уже тогда начал он посылать правду жизни. И особенно много для Алексея Пулковский завод, где он начал работать с 1913 года участвуя в различных работах, в том числе в качестве помощника мастера. Здесь он участвовал в организации 1915 года. Алексей получил политическое воспитание. Здесь в встретились впервые мы с А. Д. Чаромским.

А произошла это так. На вечеринке у Алексея Дмитриевича Чаромского, ставшая зрелищем бойком партии. В 1918 году он уходит добровольцем в ряды Красной Армии и впоследствии в качестве комиссара военных частей, сражается на фронтах гражданской войны против иностранных интервентов и внутренней контрреволюции.

С тех пор он воспылал свою жизнь службой в армии. В 1923 году комиссар эскадрильи А. Д. Чаромский блестяще выдержал экзамены в Военно-воздушную академию имени Жуковского, где сильно увлекся конструкторской работой.

В то время остро стояла задача создания отечественной авиационной промышленности. И на этом поприще Алексей Дмитриевич проявил себя с самой лучшей стороны. Он успешно работал в научно-исследовательских институтах, три раза выезжал в научные командировки за границу. Будучи в годы войны главным конструктором одного из заводов, он создал новый вид двигателей, за что был удостоен Государственной премии первой степени.

В 1952 году Чаромский защитил докторскую диссертацию. И сейчас Алексей Дмитриевич продолжает свою плодотворную деятельность на благо нашей Родины. В эти дни, когда вся страна готовится к славному юбилею, хочется от всей души пожелать одному из участников октябрьских событий, нашему земляку А. Д. Чаромскому крепкого здоровья и новых творческих успехов.

С. ТЕЛЕГИН,
член КПСС с 1917 года.



Сотрудники НИИДи ОКБ им. Малышева - разработчики 5ТД с А. Д. Чаромским - он в центре в первом ряду 1960

Курс № 21 подписан под групповой фотографией
№ 10
Алексей Дмитриевич Чаромский
Директор 5ТД конструктор-проектировщик
Черноводского завода им. Дзержинского

В первом ряду, слева направо:
Щебеко, В.Я., Волков, С.А. — зам. гл. конструктора,
Чаромский, А.Д. — и. конструктор, Осетров, С.Г.,
Курель, Б.М.

Во втором ряду:
Дерюгин, Сашейкин, Е.М., Бобаров, А.М.,
Тюфяков, П.В., Ровенский, Ч.И.

В третьем ряду:
Мехени, Ч.А., Голинец, Л.Л., Ненко, С.С.,
Курельский, Ч.В., Омельченко.

1960г.



Сотрудники з-да Малышева и МО под Харьковом - на испытаниях 5ТД

Алексей Дмитриевичу в знак
глубочайшего уважения на добрую память о
совместной, плодотворной и дружеской
работе.

Домов
Иванов
Мельник
Владимир

Шелест
Ковалев
Сидоренко
Игорь

Мельник
Сидоренко
Сидоренко

12.2.60г.



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 - 3-2019)

6 Второе послевоенное поколение танков

Период с середины 60-х до начала 90-х годов характеризовался большими изменениями в развитии танков и бронетанкового вооружения.

На вооружении Советской Армии и армий стран НАТО начали поступать танки второго послевоенного поколения, произошло слияние бывших средних и тяжелых танков в единый тип основных танков, были созданы первые образцы БМП, начался переход на бронетанковую основу вооружения артиллерии и ПВО.

Танки второго поколения создавались тогда, когда уже была полностью осознана их роль в современных условиях как массового, весьма эффективного средства ведения активных боевых действий в условиях ядерной и обычной войны. Новые требования к танкам опирались на появившиеся в ходе технического прогресса новые технические решения в области электроники, автоматике, гидравлики, новых материалов и т. д., которые раскрывали возможности значительного повышения боевых свойств. Наконец, существенно обновилась и вышла на более высокий уровень технология танкостроения. Все это обусловило резкий скачок в боевой эффективности танков, что позволяет отнести созданные образцы к новому, второму поколению.

Обращает на себя внимание то обстоятельство, что в рассматриваемый период эффективность создаваемого танка стала зависеть не только от оптимальности задания требований Министерством обороны и таланта главного конструктора (как во времена Т-34), но все в большей степени от общего технического уровня машиностроения, уровня технологии, качества материалов и т.д.

Кроме того, весьма важное значение приобрело научное обоснование оптимального сочетания боевых свойств и общих требований на основе анализа боевой и военно-экономической эффективности танков и условий их боевого функционирования.

Первым представителем и родоначальником танков второго поколения в СССР стал основной танк Т-64А (главный конструктор А.А. Морозов). В 1967-1969 годах выпускался в ограниченном количестве его предшественник, образец Т-64 с 115-мм пушкой. Впоследствии эти машины при капитальном ремонте были доведены до уровня Т-64А (кроме вооружения).

Причины создания танка второго поколения Т-64 на рубеже 60-70-х годов были следующие. С момента появления танка Т-54 прошло уже 20 лет и развитие семейства Т-54, Т-55, Т-62 себя исчерпало. У противника появились образцы второго послевоенного поколения, которые вышли на уровень Т-55, Т-62 и ни в чем им не уступали. В то же время в ходе технического прогресса появились новые технические решения в области электроники, автоматике, гидравлики, материалов, которые позволяли существенно повысить боевые свойства. Но эти решения можно было реализовать лишь на основе новой конструкции. Конструкторское бюро под руководством А.А. Морозова (возвратившегося из Нижнего Тагила в Харьков), стало "свободным" от забот по развитию семейства Т-55, могло сосредоточиться на создании новой машины и стремилось к этому. Командование танковыми войсками и руководство танковой промышленностью, понимая, что "отрыв" от Т-55, Т-62 и противника возможен и необходим, принимали нужные меры, чтобы ускорить создание танка нового поколения.

В конструкции Т-64А были использованы последние достижения отечественного машиностроения, на новой технической основе были решены и компоновка, и боевые свойства.

Использование на танке мощной 125-мм гладкоствольной пушки, подкалиберного и кумулятивного боеприпасов с частично сгорающими гильзами, оптического, а затем и лазерного прицела-дальномера, двухплоскостного стабилизатора с электрогидравлическими приводами и, наконец, автомата заряжания обусловили весьма высокий уровень огневой мощи. Т-64А уверенно опережало все танки второго поколения стран НАТО на дальностях до 2000...2200 м (пробивная способность подкалиберного снаряда - 350 мм).

Применение комбинированной брони (сталь - стеклопластик- сталь), резкой дифференциации, больших углов наклона (68°) позволило получить практически неуязвимую лобовую проекцию от 105-мм пушки НАТО, части ПТУР и всех РПГ (эквивалентная толщина 350 мм по подкалиберным и 450 мм по кумулятивным снарядам).

Применение комбинированной трехслойной брони явилось принципиально новым решением, впервые реализованным в СССР. Сочетание стали с более легкими материалами, обладающими относительно более высокой стойкостью к внедрению кумулятивной струи (окись кремния, карбид бора и др.), позволило в пределах той же массы, без ухудшения стойкости по отношению к подкалиберным (кинетическим) снарядам, существенно улучшить защиту от кумулятивных снарядов. В НАТО такая конструкция защиты была использована значительно позже, на танках третьего поколения.

Повышенный уровень защиты от ядерного оружия достигнут путём усиления крыши, использования полиэтиленового подбоя (от нейтронной составляющей радиации) и усовершенствованной фильтровентиляционной установки (кратность ослабления радиации - 16).

Применение мощного двухтактного многотопливного дизеля с турбомеханическим наддувом и эжекционной системой охлаждения, планетарной трансмиссии с гидроприводами, торсионной подвески с мощными гидравлическими амортизаторами обеспечило высокую подвижность.

Важной предпосылкой того, что в танке Т-64А удалось реализовать столь высокий уровень боевых свойств (по огневой мощи и защите выше, чем у 50-тонного танка Т-10) при умеренной массе в 38 т, стало дальнейшее совершенствование компоновки. Использование низкого двигателя с горизонтальным расположением цилиндров и двумя выходами коленчатого вала (схема "Юнкерс") в сочетании с двумя бортовыми коробками передач (они выполняют и функцию механизма поворота) и эжекционной системой охлаждения, размещенной над двигателем, свело к минимуму объем моторно-трансмиссионного отделения. Применение автомата заряжания не только обеспечило высокую скорострельность (несмотря на выстрелы раздельного заряжания), но и позволило исключить из состава экипажа заряжающего. Последнее дало возможность разместить в боевом отделении мощную пушку и в то же время уменьшить размеры башни. В целом компоновка получилась весьма плотной и компактной (внутренний объем 11 м³), что позволило при умеренной массе реализовать увеличенные защищающие толщины брони.

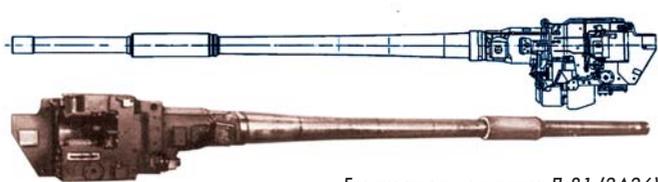
В то же время следует отметить, что плотная компоновка породила проблему обитаемости - рабочие места членов экипажа оказались стесненными.

Создание Т-64А означало не только отрыв от Т-55 и Т-62, но и обеспечило существенное превосходство в боевой эффективности (в 1,5...1,6 раза) над танками НАТО второго поколения М60А1, "Леопард 1", "Чифтен", АМХ30. Главная причина такого превосходства заключалась в том, что наша 125-мм пушка уверенно поражала броню названных образцов, в то время как лобовая проекция нашего танка оказалась неуязвимой для 105-мм пушек танков НАТО.

Создание, освоение и производство танка Т-64А потребовало существенно поднять технический уровень, технологию и материаловедение танкостроения.

Работа над новым изделием, как правило, начинается не с чистого листа, а опираясь на новые решения по ключевым направлениям, причём реализованные в "железе" и испытанные. Для танкостроения основными критическими элементами является вооружение (пушка и снаряды, ПТУРСы), силовая установка, материал и конструкция.

В 50-х годах прошлого века разрабатывалась мощная 100-мм нарезная танковая пушка Д-54Т, дульная энергия которой на 30 % превышала Д-10Т. Модернизированный вариант этой пушки, получившей обозначение Д-54ТС, оснащён двухплоскостным стабилизатором "Метель" и устанавливался на всех опытных перспективных танках. На серийные танки пушка не устанавливалась, а в середине 1962 г. все работы по этой пушке были прекращены. Но в 1961 г. состоялось заседание Государственного комитета по оборонной технике, на котором выбирались параметры новой пушки. После рассмотрения проектов, предложенных ОКБ-9 (Завод № 9), был принят проект 125-мм танковой пушки Д-81. Параллельно с гладкоствольным вариантом велась работа над пушкой Д-83 - 122-мм нарезным вариантом Д-81. Нарезной и гладкоствольный варианты должны были отличаться друг от друга только стволом. Для установки в танк в июле 1963 года была создана и отправлена на танкостроительный завод в Харьков баллистическая установка Д-81БТ. К апрелю 1964 года Заводом № 9 были изготовлены пять образцов Д-81. Два экземпляра были отправлены в Харьков, ещё два - в Нижний Тагил для установки в перспективные танки. Пятую пушку Д-81 оставили на заводе для испытаний. В ЦНИИ-24 с апреля 1964 года шла отработка выстрелов к 125-мм пушке, в результате которой был подобран единый заряд для кумулятивных и осколочно-фугасных снарядов. После сравнения результатов испытаний пушек Д-81 и Д-83, выбор был сделан в пользу гладкоствольной. 20 мая 1968 года, пушка Д-81 была принята на вооружение под обозначением 2А26.



Гладкоствольная пушка Д-81 (2А26)

Для создания танка с низким силуэтом требовалось уменьшить высоту моторного отсека. Ни с рядным, ни с V-образным двигателем этого достичь было невозможно. Решение задачи виделось в применении оппозитного горизонтального двигателя А.Д. Чаромского, прототипом которого являлся немецкий авиационный двухтактный турбопоршневой двигатель Jumo 205 с противоположно движущимися поршнями. Мощность немецкого 6-цилиндрового двигателя составляла 600 л.с. при 2200 об./мин.

Танковый вариант оппозитного двигателя проектировался в дизельном КБ завода № 75, руководителем которого и был назначен А.Д. Чаромский. Первоначально предполагалось создавать 4-цилиндровый двигатель. Был даже построен макет двигателя 4ТПД. Но его мощность не могла быть более 400 л.с., чего было совершенно недостаточно для обеспечения высокой маневренности танка. Мощность требовалось повысить до 600 л.с., а это можно было достичь только добавлением пятого цилиндра. Так появился двигатель 5ТД.

Первые двигатели имели крайне низкую надёжность из-за множества как конструктивных, так и производственных проблем. С большим трудом удалось довести надёжность двигателя до 100 часов, причём его эксплуатация была крайне сложной и не прощала отступлений от инструкций.

Но вернёмся к танкам. Разработка первых машин второго послевоенного поколения началась ещё тогда, когда шло доведение танков первого поколения. Об одном из таких проектов, танке "Объект 140", было упомянуто в журнале "Двигатель" № 4-2017. Его испытания на полигоне в Кубинке выявили ряд серьёзных недостатков в конструкции двигателя и трансмиссии. Работа над проектом была свернута, а элементы ходовой части были



Макет двигателя 4ТПД

использованы на опытном танке "Объект 167". Практически одновременно (1951 г.) в Харькове на заводе № 75 под руководством А.А. Морозова в инициативном порядке началось проектирование танка, в котором и должны были применены последние технические достижения.

К 1953 году был разработан предэскизный проект перспективного среднего танка, вооружённого 100-мм танковой пушкой Д-54ТС и превосходящего по основным параметрам серийный танк Т-54. Новый танк ("Объект 430") проектировался как принципиально новая машина, имеющая усиленную броневую защиту, новый многотопливный турбопоршневой двигатель 4ТПД с горизонтальным расположением цилиндров и эжекционной системой охлаждения, механическую планетарную трансмиссию с фрикционными элементами, работающими в масле, и системой гидросервоуправления. Впервые на среднем танке был установлен оптический прицел-дальномер.



Опытный образец шасси танка "Объект 430"

Одновременно разрабатывался усиленный вариант танка ("Объект 430У"), имеющий 160-мм лобовую броню и вооружённый 122-мм танковой пушкой Д-25ТС. При всем при этом танк должен был иметь габариты на уровне среднего танка. Во время проектирования объекта 430У прорабатывалась возможность оснащения танка радиолокационным дальномером, сопряжённым с оптическим прицелом.

Возможный вариант внешнего вида танка "Объект 430У"



Эскизные проекты новых танков были готовы в 1953 году и в течение двух лет рассматривались на различных уровнях власти. Однако с приходом к власти Н.С. Хрущёва работы над тяжелыми танками в СССР стали постепенно сворачиваться. Поэтому работы над усиленным вариантом танка, как не вписывающимся по массе под определение "средний", были прекращены. На рассмотрении остался только проект среднего танка, который в 1955 году получил одобрение на самом высоком уровне - в ЦК КПСС и Совете министров. НТК Главного бронетанкового управления Министерства обороны СССР разработал и 8 июня 1955 года выдал тактико-технические требования на перспективный средний танк.

Задание на разработку технического проекта нового среднего танка было направлено в КБ-60М. В соответствии с ним сварной корпус танка должен был изготавливаться из катаных броневых листов. Носовая часть корпуса - многослойная броневая преграда с рациональными углами наклона передних и скуловых листов. Башня танка сферической формы с узкой амбразуры для установки пушки также должна была иметь дифференцированную трёхслойную броневую защиту. Вооружение танка - пушка Д-54ТС, спаренная с 7,62-мм пулемётом СГМТ, стабилизировалась в двух плоскостях стабилизатором танкового вооружения "Метель" и имела механизм выброса стреляных гильз. На танке должен был установлен оптический прицел-дальномер ТПД-43 с базой 1200 мм и независимой стабилизацией поля зрения в вертикальной плоскости. Боекомплект пушки - 50 унитарных артиллерийских выстрелов, спаренного пулемёта - 3000 патронов. Для борьбы с низколетящими целями противника на танке планировалось установить зенитную пулемётную установку с 14,5-мм пулемётом КПВТ. В качестве силовой установки танка должен устанавливаться более мощный пятицилиндровый двигатель 5ТД вместо первоначально предлагаемого 4ТД. Объект 430 имел новую ходовую часть с опорными катками малого диаметра и внутренней амортизацией, гусеничную ленту с последовательным открытым металлическим шарниром. Система поддрессирования танка - индивидуальная, торсионная с телескопическими гидравлическими амортизаторами на первом и шестом узлах подвески.

В 1957 году были построены три опытных образца танка "Объект 430", которые прошли заводские испытания и участвовали в сравнительных испытаниях со 140-м объектом в НИИ БТ Полигоне в Кубинке.



Опытный образец танка "Объект 430" на заводских испытаниях

Испытания 430-го прошли в целом успешно, хотя и выявили ряд серьёзных дефектов в конструкции двигателя и обслуживающих его систем, бортовых коробок передач и системе гидросервоуправления. В заключении комиссии по испытаниям было отмечено, что ТТТ НТК ГБТУ были полностью выполнены, но огневую мощь танка по сравнению с Т-54 значительно повысить не удалось, а конструкция танка была совершенно новой, что могло создать в армии большие неудобства по эксплуатации, ремонту, обучению личного состава и снабжению запасными частями.

КБ № 60 на этом не успокоилось и, не имея на то специального задания, начало инициативную работу по резкому увеличению ТТХ этого танка. В первую очередь на один из опытных образцов 430-го была установлена новая 115-мм гладкоствольная пушка У-5ТС. Этому танку был присвоен индекс "Объект 435".



Танк "Объект 435"

Этот вариант опытной машины заинтересовал военных и в 1961 году НТК ГБТУ МО СССР выдал ТТТ на разработку нового танка. Согласно этим ТТТ, требовалось повысить огневую мощь среднего танка путём установки гладкоствольной танковой пушки Д-68 калибра 115-мм с механизированным заряданием, улучшения противоатомной и противоккумулятивной защиты танка. Экипаж - три человека. Боевая масса нового танка должна составлять порядка 34 т при сохранении маневренных качеств "Объекта 430".

Работа по созданию нового среднего танка, которому присвоили название "Объект 432", велась по пути дальнейшего совершенствования конструкции танка "Объект 430", как обладающего наиболее плотной компоновкой моторно-трансмиссионного отделения и имеющего достаточно отработанные и практически проверенные в работе основные узлы: двигатель, трансмиссию, ходовую часть и другие узлы и агрегаты.

Технический проект танка был завершён в 1961 году.

Первый опытный образец "Объекта 432" был изготовлен в сентябре 1962 года, второй - в октябре. А уже 22 октября 1962 года на НИИ БТ Полигоне в Кубинке был проведён показ новой техники сухопутных войск для руководителей партии и правительства СССР.

Новый танк Харьковского КБ произвёл благоприятное впечатление на Первого Секретаря ЦК КПСС Н.С. Хрущёва. Он одобрил новую машину, против которой были настроены многие военные, особенно Начальник танковых войск генерал-полковник П.П. Полубояров. В результате указания Н.С. Хрущёва работы по танку продолжились.

Несмотря на то, что "Объект 432" на вооружение принят не был, в 1964 году было принято решение об организации на Заводе № 75 серийного производства машины по документации с литерой "О" (литера главного конструктора). Изготовленные машины направлялись на вооружение 41-й гвардейской танковой дивизии, дислоцированной в Чугуеве, неподалёку от завода в Харькове, выпускавшего эти машины. Это позволяло оказать квалифицированную помощь в эксплуатации новых машин. Выявленные дефекты устранялись путём совершенствования конструкции. К 1965 году большинство дефектов было устранено и серийные машины подверглись различным испытаниям, после которых в октябре 1966 года танк был предъявлен на повторные государственные испытания. По результатам испытаний "Объект 432" был рекомендован к принятию на вооружение.

30 декабря 1966 года постановлением ЦК КПСС и Совета министров СССР № 982-321 "Объект 432" был принят на вооружение под обозначением Т-64. Принятие на вооружение нового танка требовало коренных изменений в организационно-штатной структуре танковых частей и соединений, значительного изменения уровня подготовки как постоянного, так и

Серийный танк Т-64 с "бровями", 1964 г.



переменного состава танкистов, и многих других вопросов - как технических и военных, так и политических. Всё это стало причиной затягивания решения о принятии "Объекта 432" на вооружение. Отсрочка решения по данному вопросу, кроме того, объяснялась техническим несовершенством двигателя, трансмиссии, вооружения и системы управления огнём.

Тяжело было расстаться со стереотипами мышления и хорошо отлаженной системой боевой подготовки, снабжения и комплектования частей, как личным составом, так и материальной частью. К тому же Т-64, хотя и превосходил практически по всем основным показателям Т-55 и Т-62, был в несколько раз дороже, что тоже играло немаловажную роль.

Кроме того, как и все принципиально новые машины, Т-64 имел целый ряд "детских болезней", излечивать которые приходилось уже в ходе серийного производства, которое продолжалось до 1969 года.

Бронирование танка было рассчитано на противодействие всем боеприпасам 105-мм нарезной пушки НАТО начала 1960-х годов - кумулятивным и подкалиберным (в пределах курсовых углов безопасного маневрирования).

Благодаря применению комбинированной брони, разработанной и конструктивно оформленной специалистами ВНИИ-100 и его московского филиала, впервые в мировой практике танкостроения был достигнут уровень защиты объекта, характеризуемый стальным эквивалентом до 500 мм (лоб башни, кумулятивный снаряд), недостижимый из-за ограничений по габаритам (толщине) и массе у танков 1960-х годов, полностью выполненных из однородной стальной брони. Другими словами - лобовые детали танка, изготовленные из комбинированной брони, на дистанциях более 500 м снарядами 105-мм танковой пушки НАТО на тот момент не пробивались. Корпус танка Т-64 сварной из стальных броневых листов. Верхняя лобовая деталь (ВЛД) корпуса толщиной 205 мм представляла собой "пирог": стальной лист - стеклопластик - стальной лист. Верхний (внешний) лист толщиной 80 мм

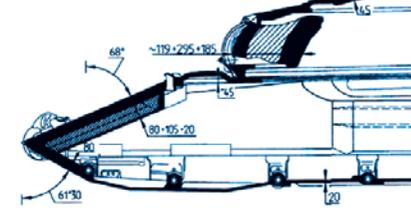
изготавливался из стальной брони средней твердости, средний лист суммарной толщиной 105 мм состоял из листов стеклотекстолита, внутренний (подпорный) 20-мм лист - также из стальной брони средней твердости. Угол наклона ВЛД (от вертикали) 68°. Ещё в ходе рассмотрения технического проекта танка "Объект 432" отмечалась

возможность рикошета в башню танка броневых снарядов, попадавших в скулу лобового листа, что и подтвердили результаты обстрела танка.

Поэтому, начиная с 1964 года, на лобовом листе танка вводилась характерная защита в виде "бровей" перед смотровыми приборами механика-водителя и на переднем листе крыши корпуса.

Начиная с 1967 г., для увеличения броневой стойкости лобового листа и упрощения технологии производства бронекорпусов, танки стали выпускать с прямым лобовым листом и прямой крышей корпуса.

Схема бронирования лба танка Т-64

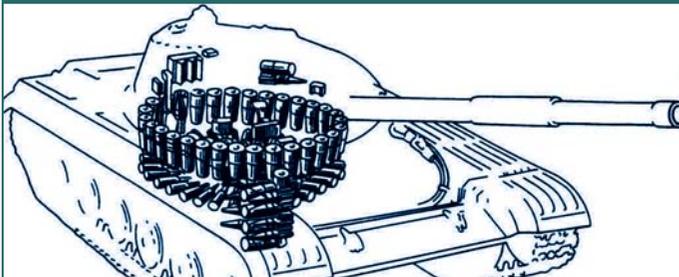


Серийный танк Т-64 с прямой ВЛД

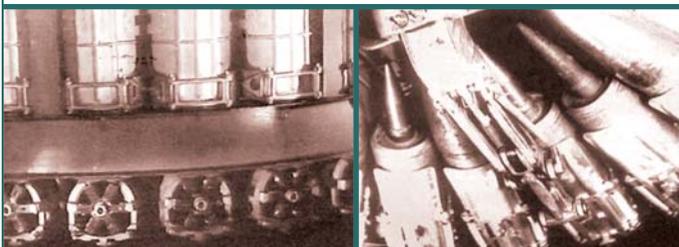


Башня из литой брони средней твердости, лобовая часть и борта в секторе 35° имели комбинированные вставки в виде полости, заполненной алюминиевым сплавом. Суммарная толщина брони была от 570 мм (в лобовой части) до 600 мм (в нижней части) башни. Тем самым обеспечивалась защита лобовой проекции танка при обстреле зарубежными 105-мм кумулятивными и бронебойно-подкалиберными снарядами с сердечником из карбида вольфрама или вольфрамового сплава при обстреле с дальности свыше 500 м.

Основное вооружение танка Т-64 составляла 115-мм гладкоствольная пушка Д-68 (2А21), оснащённая гидроэлектромеханическим механизмом заряжания. Ёмкость механизированной укладки, выполненной в виде конвейера со складывающимися I-образными лотками, составляла 30 артиллерийских выстрелов. Остальные 10 выстрелов размещались в бачке-стеллаже в немеханизированной укладке и предназначались для быстрого пополнения конвейера. С пушкой был спарен 7,62-мм пулемёт ПКТ с боекомплектом в 2000 патронов.



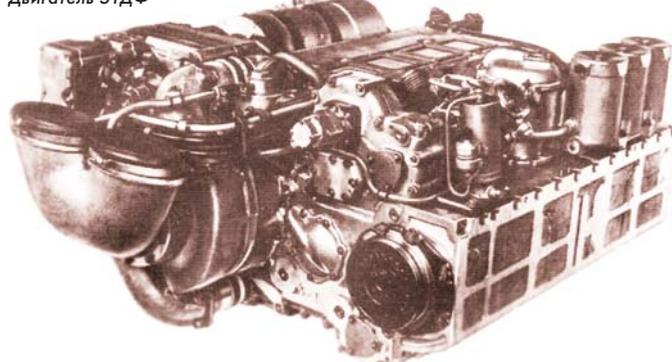
Размещение подкалиберных и осколочно-фугасных снарядов в танке Т-64



Пушка и спаренный пулемёт были стабилизированы в двух плоскостях благодаря применению электрогидравлического стабилизатора танкового вооружения. Для наведения пушки и спаренного с ней пулемёта применялся дневной прицел-дальномер и ночной прицел.

На Т-64 устанавливался двухтактный турбопоршневой жидкостного охлаждения с непосредственным смесеобразованием и прямоточной двухпоршневой продувкой дизель 5ТДФ (форсированный до 700 л.с.). В связи с тем, что двигатель находится в очень теплонпряжённом режиме, пришлось доработать эжекционную систему охлаждения.

Двигатель 5ТДФ



Двигатель был чрезвычайно мал и лёгок, но требовал неукоснительного и пунктуального технического обслуживания и применения качественных ГСМ. В трансмиссии были использованы две семиступенчатые планетарные коробки передач, объединённые в один узел с планетарными бортовыми передачами, и системой гидросервоуправления, заменявшие девять узлов трансмиссии танка Т-55 (входной редуктор ("гитару"), главный фрикцион, коробку передач, два планетарных механизма поворота, два тормоза и два бортовых редуктора). Трансмиссия танка получилась очень компактной и лёгкой, на 750 кг легче, чем у Т-55, и состояла из 150 деталей вместо 500.

Механические планетарные коробки передач (ПКП) обеспечивали семь передач переднего хода и одну заднего. Они предназначались для изменения скорости движения и тяговых усилий на ведущих колёсах, поворота и торможения танка, отключения двигателя от ведущих колёс.

Каждая ПКП состоит из четырёх планетарных рядов и шести фрикционных устройств (четыре тормоза и два фрикциона). Включение каждой передачи обеспечивается включением двух фрикционных устройств. Включение фрикционных устройств производится путём подачи масла под давлением в бустеры фрикционных устройств из механизмов распределения системы гидроуправления и смазки. Фрикционные устройства обладают высокой износостойкостью благодаря применению дисков с трением металл по металлокерамике в масле.

Движение в повороте осуществляется путём постепенного уменьшения давления в бустерах включённых фрикционных устройств ПКП отстающего борта, при этом радиус поворота кинематически не определён и зависит от внешних условий движения. После полного выключения фрикционных устройств, включаются фрикционные устройства, обеспечивающие на отстающем борту включение передачи на ступень ниже, при этом осуществляется поворот с расчётным (фиксированным) радиусом. При движении машины по местности реальные радиусы поворота из-за юза отстающей и буксования забегающей гусениц отличаются от расчётных и для сухих грунтов обычно в 1,3...1,8 раза выше расчётных.

Новые коробки передач создали массу проблем при испытании опытных образцов и потребовали длительной отладки и введения сложной регулировки системы гидросервоуправления. Например, зимой, после длительной стоянки, масло замерзло, превращая коробки передач в один сплошной вал. В результате этого при попытке запуска двигателя танк прыгал вперёд. Выход был найден в двойной откатке масла из коробок перед длительной стоянкой и закачки его перед запуском двигателя. Ходовая часть танка Т-64 сохранила концепцию "Объекта 430", но получила новые опорные катки с внутренней амортизацией, изготавливаемые из алюминиевого сплава, и новую облегчённую гусеничную ленту с параллельным резинометаллическим шарниром. В результате этого масса ходовой части Т-64 составляла лишь 15% от массы танка.

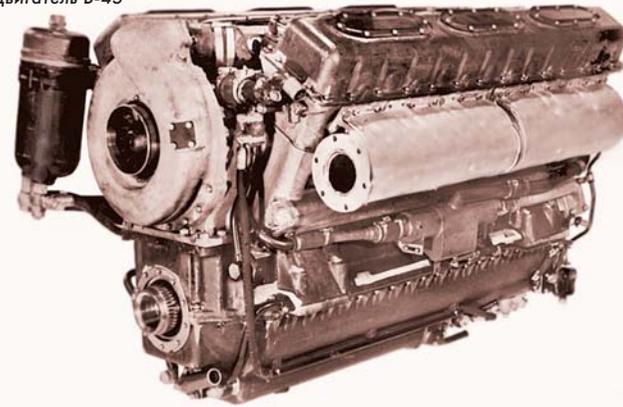
Гусеничный движитель состоит из двух лент по 78-79 траков. По каждому борту гусеничный движитель состоит из ведущего колеса цевочного зацепления с двумя зубчатыми венцами, на каждом из которых по 12 зубьев; цельнометаллического направляющего колеса с механизмом натяжения гусеничных лент; шести сдвоенных опорных катков с внутренней амортизацией; четырёх поддерживающих роликов с внутренней амортизацией и отбойника.

Для усиления защиты бортов танка от кумулятивных снарядов и уменьшения запылённости при движении танка с 1967 года стали устанавливаться съёмные алюминиевые (по три на борт) и несъёмные резиновые щитки. Танки комплектовались ОПВТ, съёмные узлы которого крепились на крыше моторно-трансмиссионного отделения. Оборудование для подводного вождения позволяло преодолевать любые водные преграды глубиной до 5 м без ограничений по ширине.

Танк Т-64 предполагалось запустить в серию на всех танковых заводах. По постановлению СМ СССР 1967 г. планировалось изготовить в 1970 г. по 40 этих танков в Нижнем Тагиле и в Омске, а в Челябинске - 25. Однако Т-64 выпускался только в Харькове, причём, из-за сложности производства и низкой надёжности в эксплуатации, в ограниченном количестве: в 1964 г. - 90 машин, в 1965 - 160, в 1966 - 294, в 1967 - 330, в 1968 - 318.

Параллельно с доводкой двигателя 5ТДФ рассматривались различные варианты силовых установок для нового танка. Так, начиная с 1961 года в КБ-60М были развёрнуты работы по проектированию резервного варианта МТО для "Объекта 432". При этом разрабатывались варианты установки V-образных двигателей как Челябинского, так и Барнаульского заводов. При обсуждении проектов предпочтение было отдано МТО с челябинским двигателем В-45. Двигатель В-45 является усовершенствованным представителем широко известного семейства дизелей типа В-2.

Двигатель В-45



В 1965 году были изготовлены три опытных танка "Объект 436" на базе "Объекта 432" с челябинскими двигателями В-45, мощностью 710 л.с.

В 1966-1967 годах опытные танки прошли всесторонние испытания в районах Омска и Ленинграда. Каждый танк преодолел 5000 км, а двигатели наработали по 300 ч. Испытания показали, что рост массы танка на 600 кг не снизили его динамические характеристики, которые остались такими же, как и у "Объекта 432".

Танк "Объект 436" с В-45



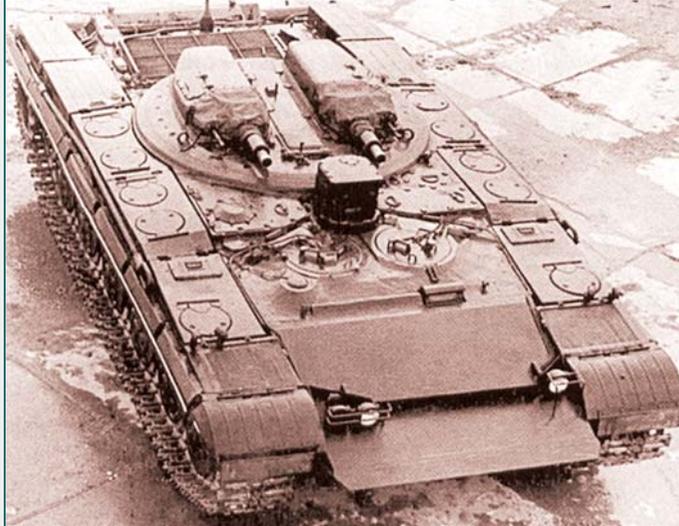
Но не только дизельные двигатели пытались установить на танке Т-64. Параллельно с работами над дизельным танком Т-64 в ВНИИ-100 был создан опытный средний танк Т-64Т (изделие 003) с установкой на него вертолётного газотурбинного двигателя ГТД-3ТЛ, мощностью 700 л.с.



Т-64Т с ГТД-3ТЛ

Танк прошёл испытания в 1963-1965 гг., но на вооружение принят не был из-за несовершенства ГТД. К средним танкам с газотурбинными двигателями мы ещё вернёмся, когда приступим к истории создания танка Т-80. Помимо поиска для нового танка наиболее оптимальной силовой установки конструкторы пробовали установить на шасси нового танка наиболее перспективное вооружение. Так, начиная с 1961-го года, в КБ различных заводов были разработаны проекты ракетных танков на базе танка Т-64. Так, в 1961 году в КБ ЛКЗ был разработан проект ракетного танка "Объект 287", вооружённого ПТУР "Фаланга" и двумя 73-мм орудиями "Кольё", а в 1962 был построен опытный образец, но вооружённый другой ПТУР (301П "Тайфун") и другими 73-мм орудиями (2А25 "Молния").

Танк "Объект 287"



Башня в "Объекта 287" отсутствовала - вместо неё на крыше корпуса была смонтирована вращающаяся платформа, в средней части которой имелся люк для выдвижения пусковой ракетной установки. Данная установка в походном режиме была размещена внутри корпуса танка, а во время боя выдвигалась для стрельбы. Справа и слева от крышки люка были приварены по одному броневому колпаку для размещения в каждом из них по 73-мм полуавтоматическому гладкоствольному орудия 2А25 "Молния" и спаренного с ними пулемета ПКТ.

"Объект 287" был вооружен противотанковыми управляемыми ракетами 9М15 "Тайфун", которые наводились на цель вручную по радиокомандам. Ракеты имели калибр 140 мм и скорость полёта 250 м/с.

Бронепробиваемость боевой осколочно-кумулятивной части ракеты составляла 500 мм, а её осколочное действие было равноценно действию 100-мм осколочно-фугасного снаряда.

Ракетная пусковая установка в боевом положении была стабилизирована в двух плоскостях, её угол горизонтального наведения составлял 200 градусов. Боекомплект пусковой установки составлял 15 ракет, которые размещались в автоматическом механизме подачи. Дальность стрельбы составляла от 500 м до 4 км. Пуск управляемых ракет мог производиться как с ходу, так и с места при работающем двигателе танка.

Две 73-мм автоматические гладкоствольные пушки 2А25 "Молния" имели механизмы заряжания револьверного типа ёмкостью по 8 выстрелов.

Ракетный танк "Объект 287" готовится к выстрелу



Боекомплект к двум "Молниям" состоял из 32 активно-реактивных снарядов ПГ-15В "Кольё", бронепробиваемость которых была равна 300 мм.

Управление комплексом вооружения танка осуществлялось дистанционно. Экипаж танка состоял из двух человек - механика-водителя и командира-оператора. Они располагались в передней части корпуса танка в отделении управления, которое было изолировано от боевого отделения перегородкой.

Слева от пусковой установки располагался механик-водитель, а справа - командир-оператор. Для входа и выхода из танка оба члена экипажа имели персональные отдельные люки.

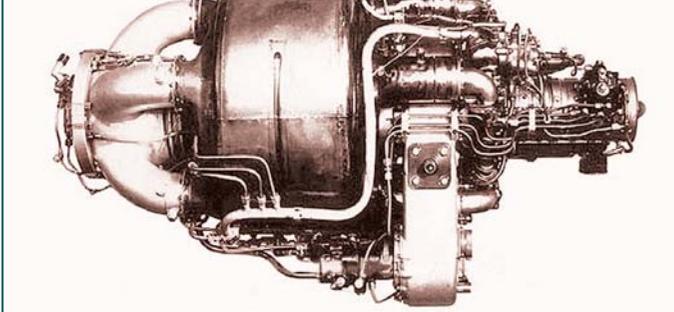
Лобовая часть корпуса танка была представлена комбинированной броневой конструкцией, в которой в качестве наполнителя применялся стеклопластик.

Эта броневая конструкция могла обеспечить защиту танка от броневых снарядов калибра 122 мм и от кумулятивных средств, которые имели бронепробиваемость до 600 мм. На внутренней поверхности обитаемого отделения корпуса был установлен противорадиационный подбой.

Максимальная скорость танка была равна 66 км/ч, и на нём было оборудование для подводного хождения.

В 1963 году в том же КБ был разработан и построен опытный образец ракетного танка "Объект 288" с газотурбинной установкой двух ГТД-350.

ГТД-350



В качестве стенда самых первых исследований применялся серийный трактор К-700. На него установили двигатель ГТД-350, для работы с которым пришлось немного доработать трансмиссию. Вскоре начался еще один эксперимент. На этот раз "платформой" для газотурбинного двигателя стал бронетранспортер БТР-50П. На его базе создали два варианта двигателя ГТД-350Т, с теплообменником и без. Без теплообменника газотурбинный двигатель двухвальной системы со свободной турбиной развивал мощность до 400 л.с. и имел расход топлива на уровне 350 г/л.с. ч.

Вариант с теплообменником был экономичнее - не более 300 г/л.с. ч, хотя и проигрывал в максимальной мощности на 5...10 л.с. На основе двух вариантов двигателя ГТД-350Т были сделаны силовые агрегаты для танка. При этом, ввиду сравнительно малой мощности, рассматривались варианты с применением как одного двигателя, так и двух. В результате сравнений наиболее перспективным был признан агрегат с двумя двигателями ГТД-350Т, располагавшимися вдоль корпуса танка. В 1963 году началась сборка опытного образца такой силовой установки. Её установили на шасси экспериментального ракетного танка "Объект 287", ставшего, естественно, "Объектом 288". Был изготовлен только один опытный образец с ГТД, на котором комплекс вооружения не устанавливался - машина использовалась для испытаний газотурбинной танковой установки ГТД-350Т.

В 1966-1967 гг. этот танк прошел заводские испытания, которые подтвердили расчетные характеристики. Силовая установка обеспечивала танку массой 36,5 т максимальную скорость до 66 км/ч. При этом запас хода достигал 450...500 км. Экипаж танка остался прежним - 2 человека.

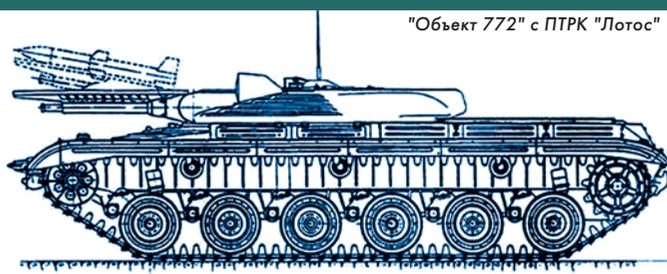
Опытный ракетный танк "Объект 288" на полигонном испытании



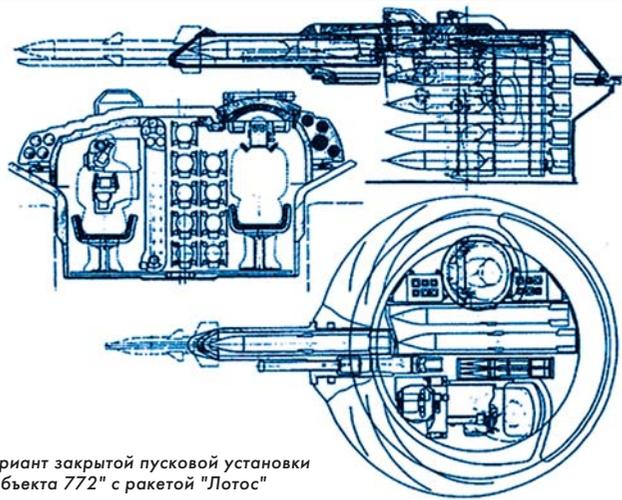
В ходе испытаний стало понятно, что у спаренной системы газотурбинных двигателей перспектив нет: силовая установка с двумя двигателями и оригинальным редуктором получилась сложнее в производстве и эксплуатации, а также дороже, чем один ГТД эквивалентной мощности с обычной трансмиссией. Предпринимались некоторые попытки развить двухдвигательную схему, но в итоге конструкторы ЛКЗ и Завода им. Климова остановили работы в этом направлении.

Стоит отметить, проекты ГТД-350Т и "Объект 288" были закрыты только в 1968 году. До этого времени, по настоянию заказчика в лице Минобороны, состоялись сравнительные испытания сразу нескольких танков. В них участвовали дизельные Т-64 и "Объект 287", а также газотурбинные "Объект 288" и "Объект 003". Испытания были суровыми и проходили на разных местностях и в разных погодных условиях. В результате выяснилось, что при имеющихся преимуществах в части габаритов или максимальной мощности существующие газотурбинные двигатели менее пригодны для практического применения, чем освоенные на тот момент в производстве дизели.

В конструкторском бюро Челябинского тракторного завода с 1959 года велась разработка тяжёлого танка с ракетным комплексом "Объект 772". Как это не странно, но вместо танка собственного производства в качестве шасси конструкторы выбрали танк Т-64.



Прорабатывались два варианта типа пусковой установки - открытой и закрытой. Окончательно была выбрана закрытая схема пусковой установки.



ПУ ПТУР "Лотос" размещалась в поворотной бронированной башне, в которой находились два члена экипажа. В боевом отделении размещалось девять ракет в два вертикальных ряда, которые при зарядании по специальному транспортеру подавались в ПУ. Одна ракета находилась в бронированном пусковом устройстве. Перед выстрелом ракета вместе подвижными элементами ПУ подавалась вперед, затем производился пуск. По техническому заданию вероятность попадания ракеты с первого выстрела должна была составлять 60%. Для подтверждения характеристик параллельно с проектированием танка шли испытания "Лотоса", установленного на переоборудованном бронетранспортере БТР-60П, которые велись до 1966 года. Окончательно танк "Объект 772" создавать не стали, поскольку на вооружение ракетный комплекс "Лотос" не приняли. В этом же КБ в 1962 года на базе того же Т-64 велась разработка другого ракетного танка "Объект 775", на вооружение которого предусматривалась 125-мм пусковая установка ПТУР "Рубин" и НУРС "Бур".

"Объект 775" имел полноценную башню из литой стали, которая была оснащена 125-мм нарезной пусковой ракетной установкой Д-126, из которой можно было вести стрельбу управляемыми ракетами ПТРК "Рубин" и неуправляемыми активно-реактивными снарядами "Бур" с осколочно-фугасной боевой частью. Орудие-пусковая установка Д-126, разработанное ОКБ-9 УЗТМ, представляло собой безоткатную систему с нарезным стволом. Управляемая ракета "Рубин" калибром 125 мм и длиной 1505 мм имела кумулятивную боевую часть, которая пробивала вертикально расположенную стальную броню толщиной 500 мм. Ракета наводилась на цель с помощью полуавтоматической системы по радиокмандам. Скорострельность ПТРК "Рубин" составляла 4-5 выстр./мин, максимальная дальность стрельбы - 4000 м, а максимальная скорость полета ракеты - 550 м/с. Дальность стрельбы



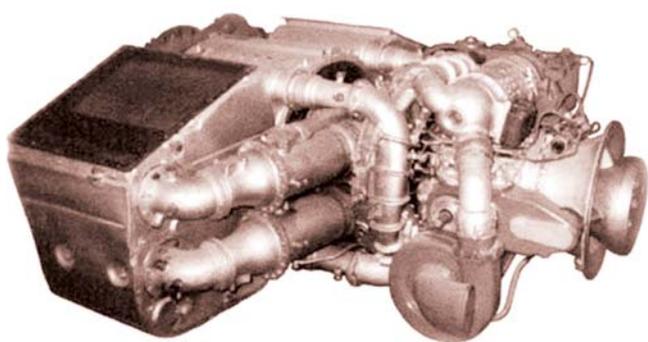
снарядом "Бур" составляла 9000 м, дальность прямого выстрела - 750 м, скорострельность была в два раза больше - 8-10 выстр./мин. Пусковая ракетная установка Д-126 имела полуавтоматический механизм зарядания и дистанционно управлялась командиром-оператором. Экипаж танка состоял из двух человек - механика-водителя и командира-оператора. Они размещались в башне танка в изолированной кабине из полиэтилена. Место механика-водителя находилось во вращающейся башенке, которая была помещена внутрь основной башни и при вращении танковой башни в одну сторону она вращалась в противоположную.

Механик-водитель и его смотровой прибор постоянно оставались направленными вперед движения базы танка, вдоль продольной оси корпуса, чем обеспечивалось непрерывное наблюдение за дорогой. Благодаря такому размещению экипажа в танковой башне, а не в корпусе под башней, общую высоту танка удалось снизить до 1740 мм. Кроме того, на "Объекте 775" вместо торсионной подвески была применена гидропневматическая, позволяющая изменять клиренс танка. Малая высота в сочетании со сравнительно небольшими размерами позволили усилить бронезащиту "Объекта 775" по сравнению с пущечными танками той же массы.



Дизельная силовая установка и трансмиссия "Объекта 775" были заимствованы у танка Т-64 и подверглись небольшим изменениям. На испытаниях "Объекта 775" подтвердились его хорошие подвижность и проходимость, незаметность и меньшая степень уязвимости благодаря низкому силуэту и изменяемому клиренсу, но на вооружение ракетный танк "Объект 775" не был принят из-за сложности ПТРК "Рубин" и низкой надежности системы наведения управляемых ракет.

В то же самое время, пока шла отработка "Объекта 775", разрабатывался газотурбинный двигатель ГТД-700. При мощности до 700 л.с. этот двигатель потреблял 280 г/л.с.ч, что почти отвечало техническому заданию. Столь высокие характеристики были получены благодаря оригинальной конструкции теплообменника, сечения каналов которого были оптимизированы по скорости течения газов, а применение нового одноступенчатого воздухоочистителя циклонного типа позволило задерживать до 97% пыли.

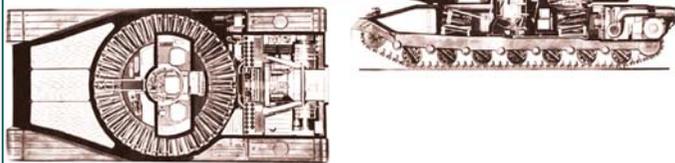


В 1965 году начались испытания двух первых образцов ГТД-700. Работа двигателей на стенде подтвердила все преимущества принятых решений. Вскоре собрали еще три двигателя ГТД-700, один из которых позже был установлен на опытный ракетный танк с присвоением ему названия "Объект 775". В марте 1968 года прошел первый запуск газотурбинного двигателя на танке и через несколько дней начались ходовые испытания. До апреля 1969 года экспериментальный танк прошел около 900 км при наработке двигателя порядка 100 часов.

В 1969 году испытания двигателя ГТД-700 завершились, но к этому времени прекратились работы над ракетным танком "Объект 775" и, соответственно, его газотурбинным вариантом. Однако работа над двигателем продолжилась. Оказалось, что у ГТД-700 были значительные резервы по его модернизации. Благодаря этому удалось довести его мощность почти до 1000 л.с., а расход топлива снизить до 220 г/л.с.ч. Эта модификация двигателя получила обозначение ГТД-700М. Его характеристики сподвигли специалистов ВНИИТрансмаш (прежнее название - ВНИИ-100) и конструкторское бюро ЛКЗ рассмотреть возможность установки ГТД-700М на танки "Объект 432" и "Объект 287". Однако никаких практических результатов добиться не удалось. Моторно-трансмиссионное отделение первого танка оказалось недостаточно большим для размещения всех агрегатов силовой установки, а второй проект вскоре был закрыт из-за отсутствия перспектив. На этом история двигателя ГТД-700 закончилась.

На базе "Объекта 775" был разработан танк "Объект 780", экипаж которого состоял уже из трёх человек, размещавшихся в башне. Механик-водитель размещался по центру танка в передней части башни, слева сидел место наводчика, а справа сзади - командир. Место механика-водителя аналогично танку "Объект 775" стабилизировалось вдоль направления движения танка. 125-мм нарезная установка могла стрелять как танковыми управляемыми реактивными снарядами, так и артиллерийскими снарядами обычного типа.

Проект ракетного танка "Объект 780"



На этом танке у 125-мм орудия эжектор отсутствовал - ствол должен был продуваться сжатым воздухом. Еще одной интересной особенностью танка являлись изолированные топливные баки, которые были размещены в передней части корпуса. Они служили бы дополнительной защитой экипажу, боекомплекту и оборудованию танка. В боекомплект входило 49 унитарных снарядов, которые размещались вокруг мест экипажа танка. В альтернативный боекомплект могли входить до 15 противотанковых управляемых ракет "Рубин" и до 22 неуправляемых реактивных снаряда "Бур", зарядание было автоматическим. В задней части башни находилась дистанционно-управляемая башенка с зенитным пулеметом калибра 12,7 мм. Судя по чертежам, в силовую установку танка "Объект 780" должен был входить газотурбинный двигатель, хотя в некоторых материалах упоминается дизельный двигатель 5ТДФ.

Модель ракетного танка "Объект 780"



Но вернёмся к Т-64, который по подвижности и броневой защите, точности стрельбы и скорострельности значительно превосходил танк Т-62, однако имел одинаковые с ним параметры по действию 115-мм бронебойно-подкалиберных и кумулятивных снарядов у цели. В связи с этим, параллельно с конструкторским сопровождением серийного производства танка Т-64, в 1963 году началась работа по установке на танк Т-64 новой 125-мм гладкоствольной танковой пушки Д-81Т (2А26). Эта пушка была разработана в 1962 году на пермском заводе № 172 в ОКБ-9. Она была мощнее, что потребовало существенных изменений в конструкции башни танка, механизма заряжания и стабилизатора танкового вооружения. Технический проект нового танка, которому был присвоен индекс "Объект 434", был готов в 1964 году. В этом же году была выпущена установочная партия в 20 машин, которые в 1966-1967 годах прошли всесторонние войсковые испытания. В мае 1968-го года новый танк был принят на вооружение Советской Армии под маркой "средний танк Т-64А". Параллельно с этим велись работы по улучшению других узлов и агрегатов танка и увеличению их надёжности и технологичности в процессе производства. Проводились исследования, направленные на дальнейшее повышение уровня броневой защиты танка от кумулятивных снарядов и воздействия ОМП на экипаж танка. Боевая масса нового танка возросла до 37 тонн. Ёмкость нового механизма заряжания 6ЭЦ10 сократилась до 28 артиллерийских выстрелов, а боекомплект танковой пушки до 37 выстрелов. Танк получил новую крышу МТО, улучшенную эжекционную систему охлаждения. Изменились ёмкость, форма и количество наружных топливных и масляных баков, укладка ЗИП и съёмных узлов ОПВТ. На надгусеничных полках устанавливались съёмные алюминиевые противоккумулятивные щитки (по четыре на борт) и несъёмные резиновые экраны. Аналогичные щитки и экраны с 1967 года стали устанавливать и на объекте 432.

Т-64А



В ходе серийного производства танк Т-64А постоянно совершенствовался. Модернизации подвергались вооружение танка, система управления огнём, силовая установка, трансмиссия и ходовая часть. Танки оснащались новым инженерным оборудованием и усовершенствованными средствами связи. Усовершенствованные танки выпускались серийно и модернизировались при капитальном ремонте. В период с 1977-го по 1981 год все танки Т-64 ("Объект 432"), выпущенные после 1965 года, прошли капитальный ремонт, в ходе которого они были модернизированы до технического уровня танка Т-64А. После капитального ремонта танки получили обозначение Т-64Р. Танки, выпущенные в 1964-1965 годах, в конце 1960-х годов были списаны.

В 1972 году на танке была установлена зенитно-пулемётная установка закрытого типа (позволяющая командиру танка вести огонь изнутри танка). Зенитный пулемёт НСВТ-12,7 "Утёс" (6П17) калибра 12,7 мм с боекомплектом 300 патронов был оснащён прицелом ПЗУ-5 и электроприводом. Установка монтировалась на командирской башенке.

В 1973 году принята в серийное производство башня танка Т-64А из комбинированной брони с керамическим наполнителем.

Башня имела трехслойную структуру и состояла из 120 мм броневой литой стали, 140 мм корунда и 135 мм стали под углом 30°.

В 1974 году продолжались работы по усилению броневой защиты башни танка и в 1975 году на вооружение была принята башня Т-64А с корундовым наполнителем (корундовыми шарами), разработанная ВНИИТМ.



Башня Т-64А с корундовыми шарами

В ноябре 1974 года на танке Т-64А устанавливается модернизированная танковая пушка Д-81ТМ (2А46-1) и новый стабилизатор вооружения. С апреля 1975 года в систему питания двигателя топливом введены три дополнительных наружных топливных бака на правой надгусеничной полке.

На машинах выпуска с июня 1975 года установлен двигатель 5ТДФ, обеспечивающий работу на трёх видах топлива: дизельном, керосине ТС-1 и бензине А-72 (двигатели 5-ТДФ выпуска с июня 1973 по май 1975 года также могут эксплуатироваться на различных видах топлива только на местности высотой до 1000 метров над уровнем моря). Так же введён привод управления механизмом ограничения подачи топлива.

В августе 1975 года ствол танковой пушки Д-81ТМ закрыли термозащитным кожухом, предназначенным для уменьшения влияния на изгиб ствола как неблагоприятных метеорологических условий, так и неравномерного его нагрева при стрельбе.

Т-64А с зенитным пулемётом и термозащитным кожухом



Кроме линейных танков Т-64А выпускался командирский вариант - танк Т-64АК ("Объект 446"). От линейных танков он отличался наличием коротковолновой радиостанции Р-130М с комбинированным антенным устройством, навигационной аппаратуры, перископической артиллерийской буссоли и бензоэлектрического зарядного агрегата.

Дополнительное оборудование в командирском танке расположено в отделении управления, боевом отделении и снаружи танка. Размещение дополнительного оборудования в командирском танке осуществляется путём уменьшения боекомплекта пушки до 28 выстрелов, а спаренного с ней пулемёта до 1000 патронов, снятия зенитно-пулемётной установки, изменения укладки ЗИП и табельного имущества снаружи и внутри танка. Установленное на танке оборудование обеспечивает оперативную связь с вышестоящим командиром в радиусе от 75 до 350 километров на стоянке и до 50 километров при движении танка. Наличие навигационной аппаратуры позволяет осуществлять непрерывное определение местоположения танка при его движении, а также определять направление движения на пункт назначения танкового подразделения. Наличие автономного бензоэлектрического агрегата позволяет осуществлять автономное питание средств связи во время стоянки при неработающем основном двигателе.

Командирский танк Т-64АК неоднократно модернизировался в ходе серийного производства параллельно с линейными танками Т-64А. Не останавливаясь на достигнутом, харьковские танкостроители (с 1 января 1966 года КБ-60М и опытный цех № 190 танкового производства были объединены в самостоятельное предприятие ХКБМ - "Харьковское Конструкторское бюро по машиностроению") в 1973 году, самостоятельно проработав возможность глубокой модернизации серийного Т-64А, выполнили эскизный проект танка Т-64А-2М.

У нового танка были повышены огневая мощь, защищённость и подвижность по сравнению с серийным танком Т-64А. В ходе проектирования были предложены новые технические решения: изменённой формы башня танка имела больший внутренний объём. Лобовая часть башни представляла собой многослойную броневую преграду, где между стальных броневых стенок размещался наполнитель, состоявший из броневых пластин с ячейками, залитых полиуретаном.

В башне танка предусматривалась установка усовершенствованной 125-мм танковой пушки 2А46-2, позволяющей вести стрельбу как обычными боеприпасами, так и управляемыми ракетами. Более рационально были размещены немеханизированные укладки артиллерийских выстрелов и магазинов ПКТ, в результате чего боекомплект пушки возрос до 42 выстрелов, а ПКТ - до 1500 патронов.

Система управления огнём (СУО) нового танка должна была включать новый лазерный прицел-дальномер с двухплоскостной стабилизацией поля зрения прицела, более совершенный стабилизатор вооружения, танковый баллистический вычислитель и датчики отклонений условий стрельбы от нормальных. На танке предполагалась установка специально разрабатываемого комплекса управляемого ракетного вооружения (КУРВ). С целью повышения подвижности танка предполагалась установка более мощного двигателя 6ТД.

В середине 70-х годов специально для пушечных танков был разработан комплекс управляемого вооружения "Кобра". Управляемый снаряд с боевой кумулятивной частью запускался через ствол основной артиллерийской системы, и с вероятностью 0,7 попадал в неподвижные, движущиеся и малоразмерные цели на расстоянии до 4000 метров.

Бронепробиваемость кумулятивного снаряда составляла 450 мм. Во исполнение приказа МОП СССР № 339 от 12.08.1973 года в ХКБМ был выполнен технический проект танка Т-64А ("Объект 447"), оснащённого комплексом управляемого вооружения "Кобра" и новой системой управления огнём "Объ". Опытный образец танка "Объект 447" прошёл всесторонние испытания в 1975 году.

Эффективность СУО танка "Объект 447" оказалась в 1,6 раза выше, чем СУО танка Т-64А. После завершения испытаний КУРВ "Кобра" и СУО "Объ" были доработаны и в 1976 году приняты на вооружение танков "Объект 447А" под индексом 9К112 и 1А33 соответственно.

Броневой корпус, трансмиссия, ходовая часть, электро- и спецоборудование объекта 447А были полностью заимствованы от Т-64А образца 1976 года.

Система управления огнём 1А33 предназначена для обеспечения ведения эффективного огня из пушки и спаренного с ней пулемёта по танкам и другим бронированным целям, движущимся со скоростями до 75 км/ч, по малоразмерным целям типа ДОТ или ДЗОТ, а так же по живой силе противника при стрельбе с места или сходу, при скорости движения танка до 30 км/ч - на дальностях действительного огня пушечного и пулемётного вооружения как при прямой видимости целей через прицел-дальномер, так и с закрытых огневых позиций. СУО 1А33 функционально связана с комплексом управляемого вооружения 9К112 и обеспечивает эффективную стрельбу из пушки управляемыми снарядами 9М112.

В состав СУО 1А33 входит прицельный комплекс, стабилизатор вооружения и комплект датчиков входной информации. Прицельный комплекс состоит из лазерного прицела-дальномера и танкового баллистического вычислителя. К датчикам входной информации относятся датчик ветра, датчик крена, датчик скорости танка и датчик курсового угла.

Управление полётом управляемого снаряда 9М112 осуществляется по радиолинии связи. Положение снаряда в пространстве определялось путём слежения за излучением установленного на борту снаряда модулированного источника света.

Управляемый снаряд с кумулятивной боевой частью размещался в "карусели" автомата заряжания, при этом снаряд был разделён - в лотке снаряда укладывалась головная часть (боевая часть + двигательный отсек), в лотке заряда - отсек управления + вышибной заряд. Механическое соединение снаряда (включая коммутацию электрических цепей) происходило



Боеприпасы пушки Д-81ТМ

1. Заряд 4Ж40 в гильзе со сгорающим корпусом. Используется для кумулятивных и осколочно-фугасных снарядов, а также в качестве основного заряда для броневой подкалиберных снарядов.
2. Броневой подкалиберный снаряд 3БМ10 с дополнительным зарядом.
3. Броневой подкалиберный снаряд 3БМ9 без дополнительного заряда.
4. Кумулятивный снаряд 3БК18М.
5. Осколочно-фугасный снаряд 3ОФ26.
6. Управляемый кумулятивный снаряд 9М112М, состоящий из головного и хвостового отсеков, соединяемых между собой в лотке механизма заряжания в процессе заряжания

автоматически в казённом пушки 2А46-2 при выполнении цикла заряжания. Запуск производился через ствол пушки, в качестве вышибного заряда использовался алюминиевый поддон штатного выстрела, снаряжённый минимальным зарядом.

Двигательная установка снаряда запускаясь на расстоянии примерно 70 м от среза ствола. Снаряд снабжён серповидными крыльями, раскрывающимися после выхода снаряда из канала ствола, создающими подъёмную силу и придающими снаряду в полёте



9М112 в ячейке автомата заряжания

вращательное движение вокруг продольной оси снаряда.

Исполнительными управляющими органами в полёте являются рули снаряда. Комплекс 9К112 обеспечивает стрельбу управляемым снарядом над водной поверхностью. Стрельба по вертолётам на дальностях до 4000 метров возможна при наличии внешнего целеуказания и обнаружения вертолёта на дальности не менее 5000 метров, при скорости цели до 300 км/ч и высоте цели до 500 метров.

Комплекс 9К112 обеспечивает одновременную стрельбу в составе роты танков по близко расположенным целям, в том числе стрельбу из двух танков одновременно по одной цели при интервале между стреляющими танками по фронту не менее 30 метров и работе радиолиний на различных частотах.

На "Объекте 447А" установлен новый механизм заряжания 6ЭЦ40, лотки которого приспособлены для укладки управляемого снаряда 9М112. Кроме того, в состав гидравлической системы МЗ введён гидропневмоаккумулятор и револьверной силовой цилиндр, обеспечивающие стыковку головного и хвостового отсеков управляемого снаряда 9М112 при досылании его в камору пушки.

125-мм танковая пушка 2А46-2 спарена с 7,62-мм пулемётом ПКТ. Вследствие установки на объекте 447А комплекса управляемого вооружения, боекомплект танка сократился до 36 артиллерийских выстрелов и 1250 патронов к пулемёту ПКТ.

Танки "объект 447А", оснащённые комплексом управляемого вооружения 9К112 и системой управления огнём 1А33, постановлением Совета министров СССР и ЦК КПСС №733-244 от 3 сентября 1976 года под маркой "Основной боевой танк Т-64Б" и кодовым наименованием "Сосна" были приняты на вооружение.



Т-64Б

Однако возросшая стоимость танка не позволяла оснащать все танки дорогостоящим комплексом управляемого вооружения. Поэтому, в соответствии с требованиями заказчика, параллельно с танком Т-64Б выпускался его упрощённый вариант Т-64Б-1 ("Объект 437А"), отличавшийся от последнего отсутствием комплекса управляемого вооружения 9К112, но сохранившим систему управления огнём 1А33 и возможность установки КУРВ. Боекомплект танка Т-64Б-1, в отличие от Т-64Б, составляет 37 артиллерийских выстрелов и 2000 патронов к пулемёту ПКТ.

По состоянию на 1 января 1981 года танк Т-64А, выпускавшийся параллельно с танками Т-64Б (объект 447А) и Т-64Б-1 (объект 437А), был на 95 % унифицирован с последними. На танке была усилена броневая защита корпуса и башни, установлен механизм заряжания 6ЭЦ15. На части танков вместо оптического прицела-дальномера устанавливался лазерный прицел-дальномер. В связи с тем, что танки Т-64Б и Т-64Б-1 до 1985 года выпускались параллельно с танками Т-64А, танковые дивизии нередко имели один полк, вооружённый танками Т-64Б, другой - Т-64Б-1, а третий - Т-64А. Имели место и танковые полки, на вооружении которых находились все три типа танков одновременно.

В ходе серийного производства танки Т-64Б и Т-64Б-1 постоянно совершенствовались. Усиливалась броневая защита корпуса и башни танка.

Модернизации подвергались вооружение, комплекс управляемого вооружения, система управления огнём, силовая установка, трансмиссия и ходовая часть. Танки оснащались новыми усовершенствованными средствами связи. Модернизации подвергались серийные и капитально отремонтированные танки.

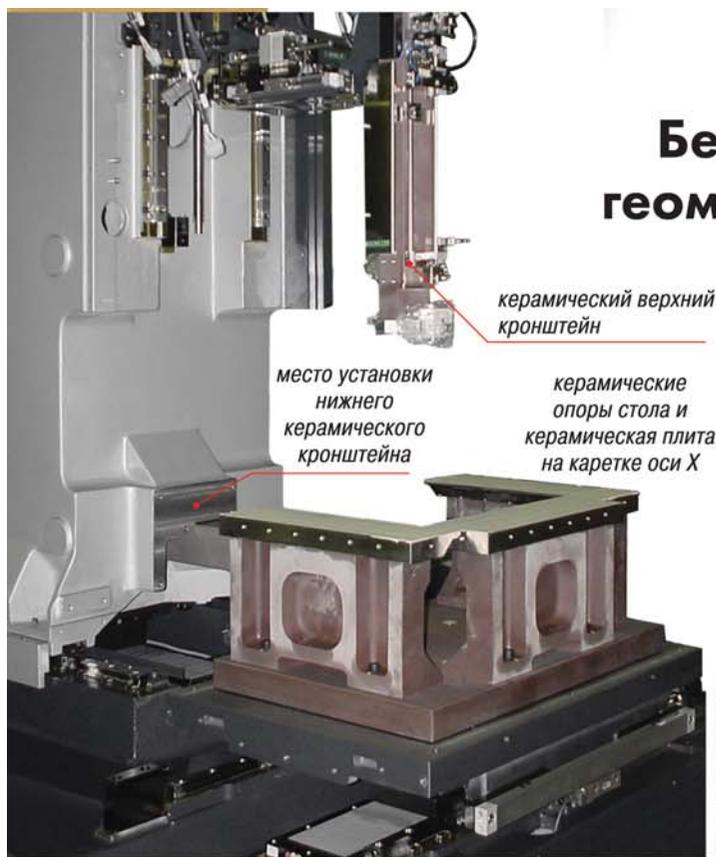
В январе 1979 года на танках Т-64Б и Т-64Б-1 устанавливается система запуска дымовых гранат 902Б "Туча-2", приводимая в действие наводчиком танка.

Броневая защита танка постоянно совершенствовалась, в том числе и по направлению применения более совершенных материалов. Так, с конца 70-х на Т-64Б применялись стали типа БТК-1Ш, изготовленные путем электрошлакового переплава. Стойкость листа, полученная по этой технологии, на 10...15 % больше броневых сталей повышенной твердости.

В следующем номере продолжим рассказ о совершенствовании танка Т-64 и машин, созданных на его базе.

(Продолжение следует.)

Безальтернативный материал геометрически точных ЭИ станков



керамический верхний кронштейн

место установки нижнего керамического кронштейна

керамические опоры стола и керамическая плита на каретке оси X

(Показан станок AQ325L - другие модели устроены аналогично)



Мелкие детали на керамической плите - части механизма подачи проволоки.

Единственные в отрасли ЭИ станки с керамической рабочей зоной!

Электроискровая обработка — это одновременно электрический и термический процессы.

С одной стороны, ЭИ обработка — процесс термический.

Высокие температуры в ЭИ зазоре через заготовку, стол, проволоку и блоки направляющих неравномерно передаются на несущие конструкции, вызывая их деформации. Теряется геометрическая точность, что становится причиной брака.

С другой стороны, ЭИ обработка — процесс электрический.

Инструмент — электрические искры разной мощности и частоты, эродирующие металл. Рабочая зона должна быть **полностью** электрически изолирована от остальных конструкций станка, а части рабочей зоны - друг от друга.

ОТСЮДА СЛЕДУЕТ:

идеальными материалами несущих конструкций рабочей зоны ЭИ станка могут быть только электроизоляторы с очень малым коэффициентом теплового расширения, а для рабочей зоны водяных вырезных ЭИ станков требуется еще и химическая и коррозионная стойкость.

Безупречное и бескомпромиссное решение Sodick

Решение проблем термостабильности ЭИ рабочей зоны компания «Содик» нашла еще в 80-х годах. С тех пор Sodick — первый и единственный в мире изготовитель ЭИ станков с принципиально новыми собственными материалами в рабочей зоне. Эти тонкокерамические материалы созданы Sodick в результате многих лет исследований и известны под названием FineXCera®.

Полная гальваническая развязка

Заготовка и проволока-электрод полностью изолированы от всех конструкций станка и друг от друга. Полная гальваническая развязка — деталь не «сидит» на массе!

Полная электрическая изоляция частей рабочей зоны дает возможность генерировать особые искровые импульсы, не реализуемые на станках с металлическим столом, где деталь «сидит» на массе. Возрастает эффект использования биполярных импульсов и импульсов особой формы.

Как дополнительный результат идеальной электрической изоляции - потеря производительности за годы эксплуатации у "керамических" станков Sodick в 3-4 раза меньше, чем у "металлопластиковых" станков.

Подробнее см. на нашем сайте по адресу: <https://sodick.sodicom.biz/ru/ceramic-work-zone/>

FineXCera® - особо прочная керамика Sodick:

сверхмалое тепловое расширение - в 3-4 меньше, чем у стали

идеальные электроизоляторы - $> 10^{14}$ Ом*см

малый удельный вес - в 2,5 раза легче стали

высочайшая химическая и коррозионная стойкость

| | FineXCera® SA610 (основа - Al ₂ O ₃) | FineXCera® SN810 (основа - Si ₃ N ₂) | ГРАНИТ | Чугун-миханит FC25 | СТАЛЬ нержавеющая |
|----------------------------------|--|--|--|--|--|
| Коэффициент теплового расширения | 4,5 x10 ⁻⁶ /°C | 3,1 x10 ⁻⁶ /°C | 8 x10 ⁻⁶ /°C | 11 x10 ⁻⁶ /°C | 15~18 x10 ⁻⁶ /°C |
| Прочность на изгиб | 3000 кг/см ² | 8000 кг/см ² | 300~500 кг/см ² | 4000 кг/см ² | > 2500 кг/см ² |
| Модуль Юнга | 2,7 x10 ⁶ кгс/см ² | 3,0 x10 ⁶ кгс/см ² | 0,3~0,9 x10 ⁶ кгс/см ² | 1,1 x10 ⁶ кгс/см ² | > 2,0 x10 ⁶ кгс/см ² |
| Твердость HV (500 г) | 1300 | 1600 | 590 - 1000 | 620 | --- |
| Удельный вес | 3,5 г/см ³ | 3,2 г/см ³ | 3,0 г/см ³ | 7,8 г/см ³ | 7,8~7,9 г/см ³ |
| Удельное эл.сопротивление | >10 ¹⁴ Ом*см | >10 ¹⁴ Ом*см | высокое | проводник | проводник |
| Химическая стойкость | очень высокая | очень высокая | высокая | низкая | не высокая |



Керамика не роскошь а гарантия точности ЭИ обработки!

Из керамики FineXCera® изготавливаются следующие части ЭИ рабочей зоны:

керамика SN610:

плита стола, опоры стола, верхний и нижний кронштейны (*вырезные станки*);

плита стола и надэлектродная плита, каретка оси Z (*прошивные станки*);

керамика SN810:

неизнашиваемые части механизма подачи проволоки (*вырезные станки*)

керамический
верхний
кронштейн
станка
ALC800GH



Деталь на керамической плите стола AG60L.
Выше - керамическая надэлектродная плита.

Из каких материалов строится рабочая зона обычных ЭИ станков не-Содик?

Сталь, материал жесткий и прочный, но с большим коэффициентом теплового расширения и малой коррозионной и химической стойкостью, к тому же электропроводник – вот 4 изъяна, делающих сталь в чистом виде непригодной для рабочей зоны ЭИ станков.

Электроизолирующий пластик – материал недостаточно жесткий. Из пластика нельзя сделать опоры и кронштейны ЭИ вырезного станка. Пластик используется лишь как изолятор, чтобы изолировать стальные опоры и кронштейны.

Конструкции ЭИ станков не-Содик – это "бутерброды" из негодных для ЭИ рабочей зоны материалов!

Наихудшее, но недорогое инженерное решение, которое вынужденно приспособлено и подлажено под законы физики!

При одном и том же нагреве керамические несущие конструкции в ЭИ рабочей зоне станков Sodick "гуляют" в 3-4 раза меньше, чем стальные конструкции с пластиковыми изоляторами в обычных ЭИ станках. Соответственно, в 3-4 раза меньше теряется геометрия относительного положения электрода и детали.

Какой бы точной ни была конструкция самого ЭИ станка, если части электроискровой рабочей зоны "гуляют" от нагрева, точную обработку - точность на детали - получить крайне затруднительно.

Известно, что несущие (столы, колонны) лучших измерительных машин делают из гранита. Но у гранита тепловое расширение в 2 раза больше, чем у керамики "Содик". В итоге покупатели "Содик" получают станки с качеством электроискровой рабочей зоны выше, чем у лучших измерительных машин.

ISSN 2500-0985



7 ARGUMENTE
FÜR EINE HERMLE

Настоящие марафонцы – с постоянной высокой производительностью.

Обработывающие центры с уникальной долго-
временной точностью обработки.

Крупные серии – это зачастую сотни тысяч и даже миллионы
деталей. А циклы производства, как правило, весьма продолжи-
тельны. Благодаря повторяемости и долговременной точности
обработки, обрабатывающие центры Hermle обеспечивают неиз-
менное высочайшее качество продукции.

Больше информации о долговременной точности обработки наших
обрабатывающих центров см. по адресу: hermle3.de.

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