

Двигатель

Научно-технический журнал №5 (23) 2002



Быстроходность, автономность действий по топливу, маневренность, мобильность и другие важные требования к танкам, БМП, БМД, БТР и машинам на их базе невозможно реализовать без мощных, экономичных, многотопливных и надежных двигателей

~ НИИД - 50 лет ~

~ НИИД - 50 лет ~

~ НИИД - 50 лет ~

~ НИИД - 50 лет ~



~ НИИД - 50 лет ~

~ НИИД - 50 лет ~

~ НИИД - 50 лет ~

~ НИИД - 50 лет ~

Редакционный совет

Абрамов Г.А.,

научный консультант Российского Речного Регистра

Анисин Д.Д.,

зам. руководителя Департамента мореплавания Минтранспорта РФ

Бондин Ю.Н.,

ген. директор ГП "НПК газотурбостроения "Заря"-Машпроект", Николаев

Гриценко Е.А.,

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

Губертов А.М.,

зам. директора ФГУП "Исследовательский центр им. М.В. Келдыша"

Данилов О.М.,

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

Долецкий В.А.,

президент АО "Русские моторы", Ярославль

Жарнов В.М.,

ген. конструктор ПО "Минский моторный завод"

Зазулов В.И.,

гл. конструктор НПП "ЭГА"

Иноземцев А.А.,

ген. директор - ген. конструктор ОАО "Авиадвигатель", Пермь

Каблов Е.Н.,

ген. директор ГНЦ ВИАМ, член-корр. РАН

Каторгин Б.И.,

ген. конструктор, ген. директор НПО "Энергомаш", член-корр. РАН

Клименко В.Р.,

гл. инженер ОАО "Аэрофлот – РМА"

Коржов М.А.,

гл. конструктор двигателей ОАО "АвтоВАЗ", Тольятти

Крымов В.В.,

зам. ген. директора ФГУП "ММП "Салют" по науке

Кузнецов А.Н.,

зам. ген. директора Российского авиационно-космического агентства

Кутенев В.Ф.,

зам. ген. директора ГНЦ НАМИ по внешнеэкономическим связям

Леонтьев Н.И.,

ген. конструктор, ген. директор КБХМ им. А.М. Исаева

Муравченко Ф.М.,

ген. конструктор МКБ "Прогресс", Запорожье

Новиков А.С.,

ген. директор ММП им. В.В. Чернышева

Русак А.Д.,

начальник Департамента локомотивного хозяйства МПС РФ

Скибин В.А.,

ген. директор ГНЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова

Троицкий Н.И.,

директор НИИ двигателей

Фаворский О.Н.,

академик, член президиума РАН

Чепкин В.М.,

председатель НТС НПО "Сатурн"

Черваков В.В.,

декан факультета авиадвигателей МАИ

Чуйко В.М.,

президент Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения"

Шапошников Е.И.,

советник Президента РФ по авиации и космонавтике

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Бажанов

Заместитель главного редактора

Дмитрий Боев

Ответственный секретарь

Александр Медведь

Финансовый директор

Дмитрий Чекин

Редакторы:

Андрей Касьян, Людмила Клименко, Игорь Никитин, Валентин Шерстянников

Литературный редактор

Лидия Рождественская

Художественный редактор,

дизайн и верстка

Галина Бобылева

Техническая поддержка

Александр Бобылев

В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:

Александра Бажанова, Дмитрия Боева, Льва Берне, Александра Медведя, Игоря Никитина, Виктора Соколова

Адрес редакции журнала "Двигатель":

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

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

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

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

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

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

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

СОДЕРЖАНИЕ

**2. Главное автобронетанковое управление
Министерства Обороны Российской
Федерации поздравляет ГУП "НИИД"**

С. Маев

3. 50 лет в танковом двигателестроении

Н. Троицкий

**6. Чем выше подвижность танков, тем
мобильнее сухопутные войска**

А. Ефремов

**8. Ротационные методы получения
заготовок деталей ГТД**

В. Харитонов, В. Горелов,

И. Бурлаков, В. Данилов

11. Информация

**13. Основные вехи развития отечественных
авиационных поршневых двигателей**

Ю. Бехли

**16. Новые технологии в системах
управления и диагностики, подачи и
дозирования топлива авиационных
двигателей**

В. Калнин, Ф. Олифинов,

Г. Добрянский, В. Буковский

21. Информация

**22. Ученый-основатель экспериментальной
базы авиационных реактивных двигателей**

В. Скибин, В. Кобельков

24. ... равного которому нет в мире

Д. Боев

**26. Авиационные дизели, или тернистый
путь А.Д. Чаромского**

В. Котельников, А. Медведь

30. Александр Микулин, человек-легенда

Л. Берне, В. Перов

**34. Вакуумные печи SECO/WARWICK для
авиационной и энергетической
промышленности**

Ю. Олейник

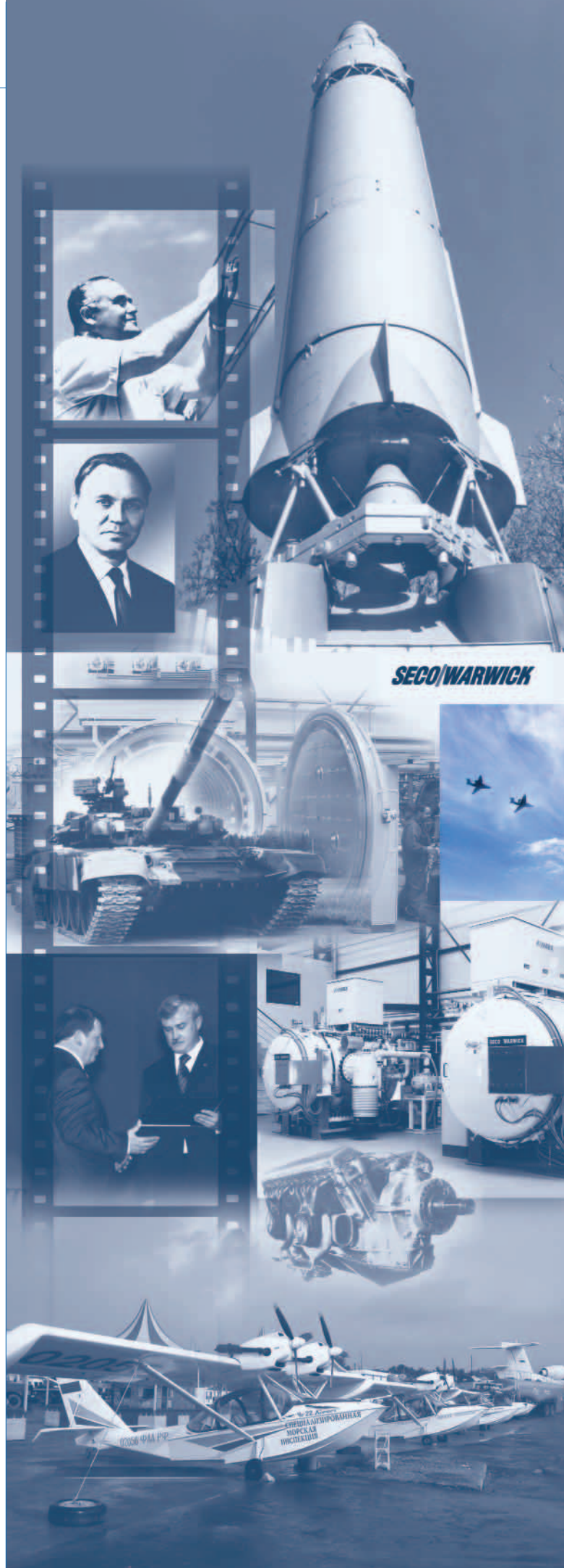
38. Переохлажденная "девятка"

В. Рахманин

**41. Механизм создания напора криогенных
насосов при "горячем" запуске ЖРД**

В. Шерстянников

44. Информация



ГЛАВНОЕ АВТОБРОНЕТАНКОВОЕ УПРАВЛЕНИЕ МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ ПОЗДРАВЛЯЕТ ГУП "НИИД"

~ 50 лет ~

Коллектив Научно-исследовательского института двигателей представляет ту часть отраслевой науки, вклад которой в отечественное танкостроение связан с основными свойствами образцов бронетанкового вооружения и техники - подвижностью и надежностью. Быстроходность, автономность действий по топливу, маневренность, мобильность и другие важные требования к танкам, БМП, БМД, БТР и машинам на их базе невозможно реализовать без мощных, экономичных, многотопливных и надежных двигателей.

Потребность в более мощных и совершенных танковых двигателях возникла уже вскоре после Великой Отечественной войны. Без них не мог оставаться надежным броневой щит Родины. Явно недостаточной стала мощность двигателей и у танков первого послевоенного поколения: Т-54, Т-55, Т-62 (520...580 л.с.). На смену им должны были прийти новые танки.

Этим было обусловлено создание головного института отрасли танкового двигателестроения, который был сформирован в 1952 г. на базе отдела нефтяных двигателей ЦИАМ им. П.И. Баранова при активной роли первого директора НИИД профессора, доктора технических наук А.И. Толстова.

Почетное место в истории института занимают имена таких выдающихся конструкторов и ученых, как: А.Д. Чаромский - создатель нескольких дизелей, в т.ч. 5ТД, Т.Д. Чупахин - один из создателей дизеля В-2, профессор Б.Я. Гинзбург, профессор И.В. Астахов, профессор Д.А. Портнов, профессор В.А. Кутовой.

Большим достижением в мировом танкостроении стало создание одного за другим низкосилуэтных танков с малыми объемами моторно-трансмиссионного отделения: Т-64 с двухтактным турбопоршневым дизелем 5ТДФ мощностью 700 л.с., Т-72 с четырехтактным дизелем с приводным центробежным нагнетателем В-46-6 (на базе В-2) мощностью 780 л.с., Т-80 с трехвальным ГТД-1000Т мощностью 1000 л.с.

Сотрудники института принимали самое активное участие в создании указанных танковых двигателей, а также двигателей семейства УТД и 2В для гусеничных и колесных машин легкой категории по массе: БМП-1, БМП-2, БМП-3, БМД-1, БМД-2, БМД-3, БТР-90.

НИИД систематически проводил расчетно-конструкторские и экспериментальные работы, расчетные исследования, конструирование и испытания как двигателей в целом, так и их составных узлов и систем практически всех образцов БТВТ.

Заметный вклад институт внес в развитие электрооборудования силовых установок объектов отрасли. Им были разработаны генераторы Г-6,5, ГП-10, ГП-26, Г-731, стартер-генераторы СГ-10 и СГ-18, пускорегулирующая аппаратура.

С участием специалистов НИИД проведен комплекс работ по созданию и внедрению в серийное производство всесезонного термостабильного масла для высокофорсированных дизелей.

Институт является также базовой организацией отрасли

по стандартизации, каталогизации и метрологии. Выпущено около 100 нормативных документов (ГОСТы, ОСТы и др.). Разработаны и внедрены в отрасли многие специальные измерительные приборы и средства измерений.

Активную исследовательскую работу институт ведет по вопросам перспектив развития двигателей для объектов ВГМ и сопоставительному анализу технического уровня отечественных и зарубежных двигателей. Предприятия отрасли благодарны институту за предоставляемые им информационные материалы.

За все время своего существования ГУП "НИИД" тесно сотрудничал с ГУП 38 НИИИ Минобороны России. Совместно были решены многие проблемные вопросы, в т.ч. повышена боеготовность образцов БТВТ путем обеспечения холодного пуска двигателей при температурах минус 20...30 °С, систематически обеспечивается повышение надежности двигателей. НИИД совместно с заводами отрасли, ВНИИТМ и 38 НИИИ МО РФ была разработана и внедрена отраслевая система, обеспечения надежности двигателей, повышена экономичность ГТД, решен ряд вопросов по многотопливности, диагностике и др.

В НИИД трудились и трудятся многие ученые и высококвалифицированные специалисты. Назовем только часть из них: И.В. Болдырев, Б.Я. Гинзбург, Л.И. Пугачев, Н.И. Троицкий, Р.И. Давтян, Т.Н. Смирнова, Д.И. Бельский, В.И. Гайгеров, С.И. Погодин, Л.С. Ронинсон, Г.В. Орлова, Н.И. Рудаков, С.М. Шифрин, З.Б. Набиев, Р.Д. Карцев, Е.Г. Дятлов, С.П. Серебряков, Ю.Н. Серебров, А.И. Оськин, В.П. Фирсов, Г.Д. Поляков, В.И. Назаров, А.Г. Бичев, Г.И. Перельдик, С.А. Захаров и др.

В настоящее время Россия располагает двумя типами конкурентоспособных танков: Т-90 с турбопоршневым четырехтактным дизелем В-92С2 мощностью 1000 л.с. и Т-80У с двигателем ГТД-1250 (в перспективе - ГТД-1250Г) мощностью 1250 л.с. При участии НИИД идет разработка более мощных двигателей.

Пережив тяжелейший кризис 90-х годов, коллектив института стал уверенно крепнуть. С 2001 г. при ГУП "НИИД" создан и действует Координационный совет по проблемам развития перспективных силовых установок для объектов БТВТ. По подвижности советские и российские танки никогда не уступали зарубежным образцам. Так должно быть и впредь.

Поздравляем коллектив НИИД с 50-летним юбилеем. Желаем новых творческих удач и благополучия всем сотрудникам института!

Начальник Главного автобронетанкового управления
Министерства обороны Российской Федерации

 С.А. Маев

50 ЛЕТ В ТАНКОВОМ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ

Научно-исследовательский институт двигателей (НИИД) является головным институтом отрасли танкового двигателестроения. На протяжении пяти десятилетий специалисты НИИД принимали самое активное участие в создании разнообразных двигателей для военных гусеничных машин, развивали связи с КБ двигателестроительных заводов. Совместные работы велись как в направлении модернизации серийных дизелей, так и разработки новых образцов. В последние годы институт принял участие в модернизации двигателей для танков и боевых машин пехоты, завершившейся созданием двигателя В-92С2 мощностью 735кВт (1000 л.с.) и УТД-32Т мощностью 485кВт (660 л.с.).

Николай Троицкий, директор ГУП "НИИДвигателей"



А. И. Толстов

11 октября 1952 г. в соответствии с распоряжением Совета Министров СССР из состава ЦИАМ им. П.И. Баранова была выделена лаборатория № 7 (бывший Отдел нефтяных двигателей) и преобразована в самостоятельную единицу - Научно-исследовательскую лабораторию двигателей Министерства транспортного машиностроения (НИЛД МТрМ). Инициатором создания и первым директором НИЛД был профессор, д.т.н. Анатолий Игнатьевич Толстов.

Первоначально в НИЛДе были образованы четыре тематических

подразделения: отдел дизельных двигателей (начальник Д.А. Портнов), отдел топливной аппаратуры и систем автоматического регулирования (начальник И.В. Астахов), конструкторское бюро (начальник Н.И. Рудаков) и группа профессора А.Д. Чаромского, занимавшаяся теоретическими исследованиями и конструированием двухтактного дизеля. В конце 1953 г. был организован отдел газотурбинных двигателей под руководством Д.А. Портнова (с 1966 г. - В.И. Гайгерова), а начальником отдела дизельных двигателей стал И.М. Ротарь. Лаборатория располагалась на территории ЦИАМ им. П.И. Баранова и имела свой производственный участок (руководитель С.А. Смирнов), укомплектованный квалифицированными рабочими, и несколько экспериментальных стендов для исследования одноцилиндровых дизелей и топливо-регулирующей аппаратуры.

В июле 1957 г. Научно-исследовательская лаборатория двигателей была передана из Министерства транспортного машиностроения в ведение Миноборонпрома СССР (Постановление Совета Министров СССР от 5 июля 1957 г.) и с этого времени стала преимущественно заниматься вопросами танкового двигателестроения. В 1958 г. Научно-исследовательская лаборатория двигателей была переименована в Научно-исследовательский институт двигателей (НИИД). Для лучшего взаимодействия с заводами и институтами отрасли были организованы базовые группы на заводе им. Малышева (руководитель группы - В.А. Герасименко), на Челябинском тракторном заводе (А.И. Казанцев), в ЛНПО им. В.Я. Климova (П.В. Кузнецов), на Кубинском полигоне - с 1972 г. - 38 НИИИ БТТ (Н.П. Толмачев).

С историей НИИД связаны имена многих выдающихся конструкторов и ученых. Так, в НИИД работали А.Д. Чаромский - создатель самого мощного в те годы авиационного дизеля АН-1 и Т.П. Чупахин, внесший большой вклад в создание дизеля В-2 - лучшего танкового двигателя времен Великой Отечественной войны.

НИИД воспринял, сохранил и ныне развивает лучшие традиции отечественного двигателестроения. На протяже-

нии всей своей деятельности институт основное внимание уделял решению различных научных и технических проблем, связанных с улучшением рабочего процесса, совершенствованием конструкции поршневых и газотурбинных двигателей для объектов БТВТ, повышением их эксплуатационной надежности.

Коллективом института был проведен комплекс расчетно-аналитических и экспериментальных исследований, направленных на изучение и совершенствование процессов топливо-поддачи, смесеобразования, воспламенения и горения топлива в камере сгорания дизелей, на повышение эффективности процессов регулирования, газообмена, на улучшение пусковых качеств, исследование способов обеспечения многоотопливности, уравновешенности дизелей, улучшение параметров агрегатов наддува, на внедрение в конструкцию двигателя прогрессивных решений, на совершенствование методов стендовых испытаний как отдельных узлов и систем двигателей, так и двигателей в целом.

Большой научный задел и богатый опыт экспериментальных исследований позволил специалистам института внести заметный вклад в модернизацию серийных моторов, а также в разработку и организацию серийного производства новых, перспективных поршневых и газотурбинных двигателей.

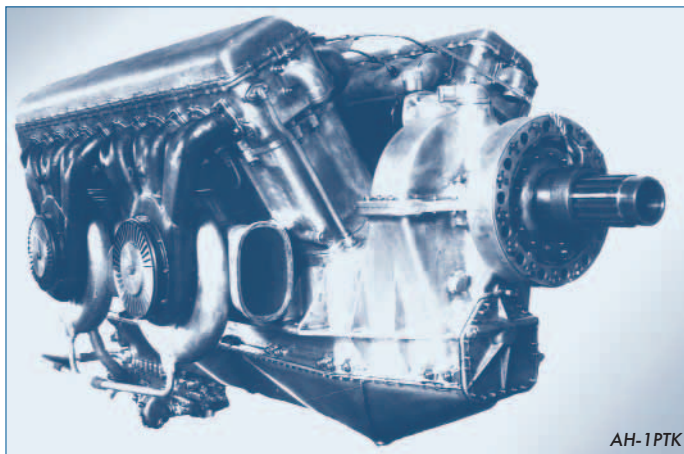
При активном участии коллектива института на заводе им. Малышева был создан, доведен и внедрен в серийное производство двухтактный танковый дизель с расходящимися поршнями, обладающий малыми габаритами и низкой теплоотдачей, что позволило разработать танк нового поколения Т-64 с компактной силовой установкой и высокой подвижностью. В процессе доводки двигателя 5ТД были созданы новые материалы, присадки к маслам, приборы, оригинальные методики испытаний.

Много сил вложили специалисты института в разработку совместно с ХКБД последующих модификаций этого дизеля. В 1966 г. танк Т-64 с двигателем 5ТДФ успешно выдержал межведомственные испытания и в 1967 г. был принят на вооружение. Большая группа специалистов промышленности и в их числе сотрудники НИИД за создание двигателя 5ТДФ были отмечены правительственными наградами.

В течение многих лет в институте систематически велись расчетно-конструкторские и экспериментальные работы, направленные на совершенствование выпускавшихся ЧТЗ двигателей семейства В-2, улучшение их эксплуатационных характеристик, обеспечение возможности кратковременного форсирования.



А. Д. Чаромский



АН-1РТК

НИИД провел расчетно-конструкторские исследования по возможности повышения мощности двигателя В-46 до 730 кВт (1000 л.с.) и проработал необходимые для этого изменения в его конструкции. Были разработаны предложения, улучшающие уплотнения газового стыка и конструкцию поршня. Развитием двигателя В-46 явились его модификации В-84 мощностью 620 кВт (840 л.с.) и В-92 мощностью 730 кВт (1000 л.с.).

На протяжении длительного периода времени НИИД сотрудничал с КБ Барнаульского ЗТМ, занимаясь отработкой рабочего процесса, пусковых качеств, многотопливности, обеспечением требуемого уровня уравновешенности двигателей серии УТД. Из большого количества модификаций двигателей этого семейства, доведенных до серийного производства, первым был двигатель УТД-20. Первоначально его применяли в силовой установке опытного легкого плавающего танка (главный конструктор ВПЗ И.В. Говалов), а затем в силовой установке боевой машины пехоты - БМП-1 (главный конструктор ЧТЗ П.П. Исаков). В первоначальном исполнении двигатель УТД-20 был плохо уравновешен, что приводило к недопустимо большой вибрации машин. НИИД предложил и спроектировал уравновешивающий механизм, который снизил вибрацию до допустимого уровня. Институт совместно с заводом проводил работы, направленные на повышение надежности запуска, обеспечение многотопливности УТД-20, совершенствованию его системы электрооборудования. В дальнейшем с помощью специалистов НИИД был создан более мощный двигатель УТД-29.

Начиная с 1953 г. в НИИД систематически проводились расчетные исследования, конструирование и испытание транспортных ГТД и их основных частей - турбин, компрессоров, камер сгорания, теплообменников, систем топливоподдачи и регулирования. Особое внимание уделялось повышению экономичности двигателей, в частности, на режиме малого газа, увеличению тормозной мощности и приемистости.

Специалистами НИИД совместно с ОКБ-6 Челябинского тракторного завода впервые был разработан специальный танковый ГТД с теплообменником - ГТД-700. В конце 1960 гг. КБ-3 Кировского завода (главный конструктор Н.С. Попов) постановлением Правительства было поручено создание танка Т-80 с газотурбинным двигателем. Разработка и серийное производство ГТД для танка Т-80 были закреплены за минавиапромом. Двигатель мощностью 1000 л.с. проектировало ЛНПО им. В.Я. Климova (главный конструктор С.П. Изотов). Опираясь на опыт, имевшийся в ЛНПО им. В.Я. Климova по вертолетным двигателям, коллектив ОКБ С.П. Изотова разработал трехвальный двигатель, получивший название ГТД-1000Т. НИИД принимал активное участие в создании танкового газотурбинного двигателя. В 1976 г. на Калужском моторном заводе было развернуто серийное производство ГТД-1000Т и его последующих модификаций увеличенной мощности (ГТД-1000ТФ, ГТД-1250, ГТД-1250Г и др.), разработанных с участием специалистов НИИД. В 1977 г. танк Т-80 с двигателем ГТД-1000Т был принят на вооружение армии.

Решением ВПК в 1972 г. отдел электрооборудования НИИД был определен головным КБ по разработке генераторов и стартер-генераторов для БТВТ. Им были спроектированы стартер-генераторы СГ-10 и СГ-18, системы электроснабжения для ряда объектов, генераторы Г-6,5, Г-74, Г-731А, вентильные генераторы ГП-10А, ГП-26, нашедшие широкое применение в силовых установках танков, БМП и других гусеничных машин.

НИИД является базовой организацией отрасли по стандартизации, каталогизации и метрологии. Отделом стандартизации НИИД выпущено свыше 90 нормативных документов (ГОСТы, ОСТы, РТМ, МУ и МР). Институт разрабатывает испытательные стенды и специальные измерительные приборы.

В 1980-1990 гг., когда возникла необходимость сосредоточить особое внимание на надежности двигателей военно-гусеничных машин (ВГМ), специалистами НИИД совместно с заводами отрасли, ВНИИТМ и 38 НИИ БТВТ МО РФ была разработана и внедрена отраслевая система обеспечения надежности двигателей и начат постоянный анализ ее уровня на основе анализа результатов подконтрольной эксплуатации двигателей и обобщения рекламационных материалов.

Особое место в работах НИИД занимали НИР, связанные с определением перспектив развития двигателей для объектов ВГМ. В ежегодных отчетах по теме "Уровень" проводился сопоставительный анализ технического развития отечественных и зарубежных двигателей, давалась оценка состояния и хода работ в области отечественного двигателестроения для ВГМ. Материалы исследований направлялись в КБ и НИИ отрасли, руководству ГАБТУ и МОП.

Для уточнения перспектив практического применения в отрасли некоторых новых технических решений, возникавших в отечественном или зарубежном двигателестроении, в НИИД проводились расчетно-конструкторские и экспериментальные исследования для более детального их изучения. Так, были выполнены исследования роторно-поршневого дизеля, волновых обменников давления типа "Компресс", двухступенчатого компрессора для надува дизелей с гидромуфтой привода второй ступени, форсунки с подачей топлива от импульса давления, вызываемого электрической искрой, двигателя Стирлинга, двигателя с механическим накопителем энергии, специальных циклов, обеспечивающих работу дизелей без доступа атмосферного воздуха, "адиабатического двигателя" и т.п.

В течение многих лет институт обеспечивал предприятия отрасли разносторонними информационными материалами, в т.ч. сборниками трудов НИИД, информационными сборниками "Двигателестроение" и др.

Институт располагает современной производственно-экспериментальной базой (Солнечногорск, Московской обл.), позволяющей проводить практически полный комплекс исследований двигателей (дизелей и ГТД), их элементов и систем по профилю института.

К 1993 г. в состав экспериментальной базы НИИД были введены в эксплуатацию стенды для испытаний дизелей и ГТД



5ТДФ

(мощностью от 3 до 1100 кВт), стенды для испытаний компрессоров и турбин, агрегатов наддува дизелей, теплообменных аппаратов, пылевых испытаний сопловых аппаратов турбин, одноцилиндровые установки, стенды для испытаний узлов и деталей двигателей из керамических конструкционных материалов, а также других узлов, агрегатов и отдельных элементов энергосиловых установок - всего 25 стендов. Испытательный комплекс включает: электростанцию мощностью 16 МВт, систему оборотного водоснабжения производительностью 430 м³/ч с теплосъемом 6,5·10⁸ кДж/ч, компрессорную станцию производительностью 8 кг/с при давлении воздуха 0,8 МПа, склад ГСМ и другие инженерные сооружения. Производственно-экспериментальная база НИИД включена в Государственный реестр уникальных стендовых испытательных баз организаций научной сферы.

В начале 1990-х гг. НИИД структурно состоял из 14 тематических отделов. В институте работало около 800 человек, из них 6 д.т.н. и 36 к.т.н.

НИИД сегодня

Несмотря на сложности периода, связанного с перестройкой ВПК, институту удалось сохранить определяющий состав научных сотрудников и ИТР, а также поддерживать в работоспособном состоянии свою уникальную производственно-экспериментальную базу. Таким образом, сохранились и основные факторы, определяющие работоспособность института как научно-исследовательской организации.

В последние годы институт принял участие в работах по модернизации двигателей объектов БТВТ, завершившихся созданием двигателей В-92С2 мощностью 1000 л.с. (ЧТЗ) и УТД-32Т мощностью 660 л.с. (БЗТМ)

Совместно с ВНИИНП и заводами отрасли проведен комплекс работ, связанных с созданием и внедрением (с 2002 г.) в серийное производство всесезонного высокотемпературного масла для форсированных дизелей.

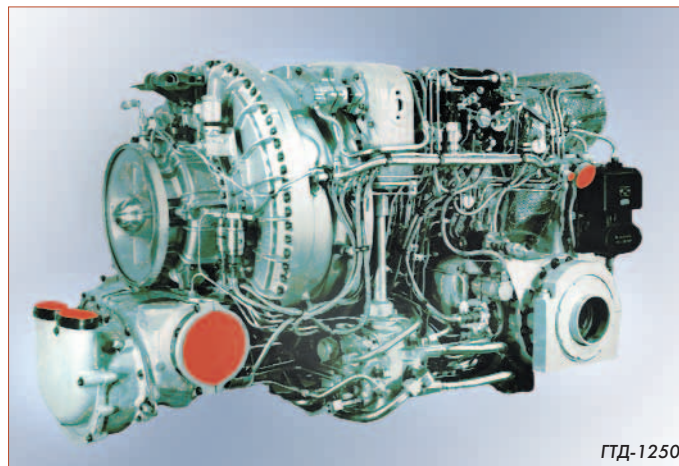
Освоено производство алюминиевых радиаторов для систем охлаждения силовых установок объектов "219" и "188".

При ГУП "НИИД" создан и действует Координационный совет по проблемам развития перспективных силовых установок для объектов БТВТ.

НИИД разработаны, приняты и одобрены МО РФ основные положения концепции перспективных двигателей для объектов БТВТ.

Научно-технический потенциал института успешно используется в конверсионных разработках нейтрализаторов отработавших газов дизелей и в работах, проводимых по Московской программе использования альтернативных видов моторного топлива на автомобильном транспорте города. В рамках этой программы НИИД исследует возможность применения экологически чистого топлива - диметилового эфира.

Все достижения института в проведении научных исследований и конструкторских разработок основаны на прочных



ГТД-1250

деловых связях с ВНИИТрансмаш, 38 НИИИ МО РФ, с КБ и заводами отрасли. Институт всегда имел также обширные научные связи с организациями Академии наук, ВУЗами, отраслевыми НИИ и координировал их деятельность по работам, выполняемым в интересах отрасли.

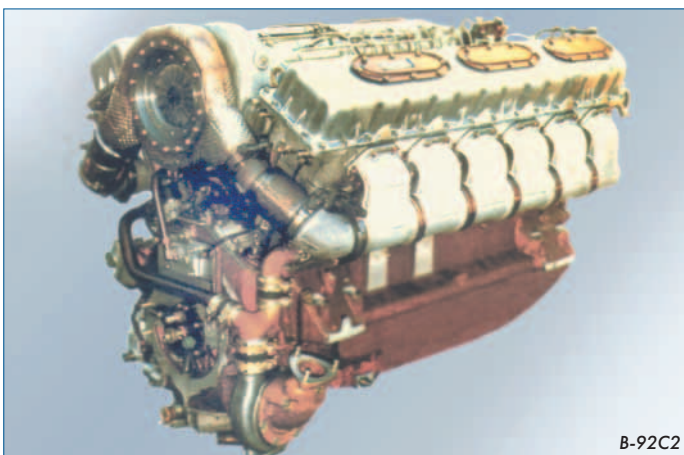
За 50 лет своего развития институт прошел путь от научно-исследовательской лаборатории, размещенной на территории ЦИАМ им. Баранова, до головной организации отрасли по двигателям и системам силовых установок для объектов БТВТ, располагающей современной экспериментальной и производственной базой и квалифицированными кадрами. Своим многолетним опытом институт доказал умение решать на высоком профессиональном уровне следующие задачи:

1. Искать новые технические решения по повышению характеристик двигателей, обеспечивая технический задел для их дальнейшего развития.
2. Осуществлять научно-техническое сопровождение опытных работ, проводимых КБ, развивать методологию создания двигателей.
3. Разрабатывать ТЗ на новые двигатели, конструкционные и горюче-смазочные материалы.
4. Оценивать технический уровень двигателей, определять перспективные направления развития.
5. Обеспечивать КБ и заводы отрасли информационными материалами.
6. Выполнять метрологическую экспертизу разработок и испытаний двигателей
7. Разрабатывать нормативные документы на уровне ГОСТ, ОСТ и др.

На протяжении всей деятельности института ему оказывало поддержку руководство Миноборонпрома: министры С.А. Зверев, П.В. Финогенов, В.К. Глухих, генеральный директор Российского агентства по обычным вооружениям А.В. Ноздрачев, в ведении которого институт находится в настоящее время, заместители министра С.Н. Махонин, Е.П. Шкурко, Ж.Я. Котин, С.П. Чернов, М.А. Захаров, Г.Г. Янпольский.

Разработка двигателей и силовых установок объектов БТВТ велась в тесном взаимодействии с руководящим составом Минобороны: А.Х. Бабаджаняном, Ю.М. Потаповым, А.А. Галкиным, С.А. Маевым, Н.А. Журавлевым, Н.Г. Ковалевым, А.В. Радус-Зеньковичем, Л.Ф. Колесниковым, С.И. Беспаловым, Н.А. Шабалиным, А.И. Адамчуком. Значительную помощь в работе института оказывали представители заказчика: А.И. Бабаев, А.Д. Соловьев, В.А. Бурлаков, Н.И. Голошубин, В.В. Соломай.

Свой пятидесятилетний юбилей коллектив института встречает напряженным трудом. Опираясь на большой вклад предшественников в создание и развитие двигателей для объектов БТВТ, Государственное унитарное предприятие "Научно-исследовательский институт двигателей" в полной мере готово выполнить возложенные на него задачи.



В-92С2

ЧЕМ ВЫШЕ ПОДВИЖНОСТЬ ТАНКОВ, ТЕМ МОБИЛЬНЕЕ СУХОПУТНЫЕ ВОЙСКА



T-90C

Александр Ефремов,

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

Появление танков в годы Первой мировой войны четко обозначило переход от позиционной войны к мобильной. Германская концепция "блицкрига" в качестве неперемного элемента предусматривала нанесение мощных ударов с привлечением танковых соединений. Гусеницами танков "вермахта" в течение семнадцати дней была раздавлена независимость Польши, и всего сорок дней потребовалось немецким танковым группам, чтобы сокрушить Францию. Гигантские сражения с массированным привлечением танков, происходившие на заключительном этапе боевых действий в Европе, весьма убедительно свидетельствовали о возросшей мощи бронетанковых войск и их высоких маневренных возможностях.

Сегодня в сухопутных войсках всех стран мира за танками (а если точнее, то за частями и соединениями, оснащенными бронетанковым вооружением и техникой - БТВТ) прочно закрепилась роль главной ударной силы. Неизменность этой роли объясняется уникальными и к тому же постоянно совершенствующимися свойствами танка: его высокой подвижностью, огневой мощью и надежной броневой защитой. Как отмечается в ряде военных исследований, в связи с сокращением вооруженных сил и изменениями в их структуре в последние годы обозначилась тенденция дальнейшего роста пространственного масштаба маневра войсковых формирований. Наряду с традиционными боевыми свойствами БТВТ в настоящее время должна обладать и новыми качествами, в частности, командной управляемостью.

Уровень подвижности танков в значительной степени определяет боевые возможности танковых подразделений, частей и соединений при решении как тактических задач (например, при совершении маршей в различных дорожно-грунтовых условиях, маневрировании на поле боя по разнообразной местности), так и оперативных, например, при быстрой переброске по дорогам "своим ходом" на большие расстояния.

Подвижность БТВТ зависит, главным образом, от важнейшего элемента их силовых установок - двигателей, а кроме того, энерговооруженность танка определяется еще и его массой. У современных танков удельная мощность составляет 15...27 л.с./т. При этом максимальная скорость движения по шоссе находится в диапазоне от 50 до 72 км/ч, средняя по сухим грунтовым дорогам - в диапазоне от 25 до 50 км/ч, а запас хода при движении по шоссе достигает 450...550 км.

Не только двигатель, но и некоторые другие агрегаты и узлы танка оказывают влияние на его подвижность. Так, трансмиссия обеспечивает высокую скорость прямолинейного движения, механизмы поворота - управляемость, подвеска и движитель - проходимость на местности. Однако на протяжении всей истории танкостроения посто-

янное повышение требований к подвижности всегда вызывало и вызывает необходимость совершенствования конструкции двигателей и, прежде всего, повышения их мощности и экономичности.

Так, например, форсирование по мощности танковых четырехтактных двигателей семейства В-2 продолжается более 60 лет. Если первые представители этого семейства имели мощность 450 л.с., то в настоящее время выпускаются гораздо более совершенные дизели мощностью 1000 л.с. (В-92). Аналогичная тенденция просматривается и применительно к газотурбинным двигателям. Если в 1976 г. в СССР был поставлен на производство 1000-сильный двигатель, то сегодня двигатели данного типа имеют мощность 1250 л.с. (ГТД-1250).

Обратимся к рассмотрению вопроса о том, какое влияние оказывает тип двигателя на подвижность. Прежде всего, укажем, что в отечественном танкостроении накоплен большой опыт применения и четырехтактных, и двухтактных дизелей, и газотурбинных двигателей.

Обычно при оценке энерговооруженности танков исходят из характеристик двигателя, полученных в стендовых условиях и указанных в паспорте двигателя (это относится и к зарубежному танкостроению). Однако на самом деле эти данные не отражают реальной энерговооруженности (удельной мощности) танка, так как при установке двигателя в танк его так называемая объектовая мощность оказывается, естественно, ниже стендовой. Потери мощности связаны, в основном, с преодолением сопротивлений трасс впуска воздуха и выпуска отработавших газов. Надо иметь в виду, что расход воздуха у ГТД примерно вчетверо, а у двухтактного дизеля примерно в 1,5 раза больше, чем у четырехтактного дизеля. При движении под водой с применением оборудования для подводного вождения танка, сопротивление трасс впуска еще более возрастает, что ведет к дополнительным потерям мощности.

Вот как соотносятся стендовые и объектовые условия по мощности для различных типов двигателей:

- четырехтактные дизели В-84 при установке в моторно-трансмиссионное отделение (МТО) танка теряют около 11 % мощности (примерно 95 л.с.);
- двухтактные дизели 6ТД - около 15 % (примерно 150 л.с.);
- газотурбинные двигатели ГТД-1250 - около 20 % (примерно 245 л.с.).

Заметное влияние на величину мощности двигателя оказывают внешние воздействующие факторы и, в частности, температура окружающего воздуха и высота расположения над уровнем моря. Так, при повышении температуры воздуха на 1 градус по сравнению со стандартной (+20 °С для дизелей и +15 °С для ГТД) мощность, отдаваемая двигателями, снижается: у четырехтактного дизеля - на 0,1 % ; у двух-

тактного - на 0,2 % ; у ГТД - на 1 %. Поэтому, например, при температуре 40 °С объектовая мощность газотурбинного двигателя снижается примерно на четверть (25 %). При действиях в зонах обширных пожаров, где температура может превышать 50 °С, уменьшение мощности может стать таким большим, что танк потеряет подвижность.

Кроме того, при эксплуатации танков Т-80У с газотурбинными двигателями мощностью 1100 и 1250 л.с. в жарких и пыльных условиях предусмотрено ограничение подачи топлива для снижения максимальной температуры газов перед силовой турбиной примерно на 50 °С (уменьшение температуры газов на 1 °С эквивалентно снижению мощности на 3 л.с.) с целью исключения спекания пыли на лопатках турбин. Такое техническое решение также приводит к уменьшению объектовой мощности танкового двигателя и снижению скорости движения.

В горных условиях подвижность танков также уменьшается, и не только вследствие пересеченности рельефа. На высоте 1000 м над уровнем моря происходит естественное снижение мощности (из-за меньшей плотности воздуха) силовой установки танка: у четырехтактного дизеля - приблизительно на 3 %; у двухтактного - на 4,4 % ; у ГТД - на 13 %. На высоте 3000 м потери мощности достигают: у четырехтактного дизеля - около 7 % (60 л.с. для В-84), у двухтактного - около 13 % (130 л.с. для 6ТД); у ГТД - около 35 % (440 л.с. для ГТД-1250). Вместе с тем, следует заметить, что с высотой температура воздуха падает и происходит, в определенной мере, компенсация потерь мощности силовой установки, но величина этой компенсации незначительна.

В то время, когда танки Т-80 имели 1000-сильный ГТД, а Т-72 - четырехтактный дизель мощностью 780 л.с., их скорости движения на высотах от 2000 м и более оказывались практически одинаковыми, хотя в условиях средней полосы европейской части России средняя скорость движения танков Т-80 была больше скорости танков Т-72 на 10...20 %. Танк с 1000-сильным четырехтактным дизелем при незначительных отклонениях от стандартных внешних условий (при температуре воздуха около + 25 °С на высотах, близких к 1000 м) практически не уступает по подвижности танку с ГТД мощностью 1250 л.с., а при больших отклонениях начинает превосходить его.

На танках с двухтактными двигателями типа 6ТД предусмотрена установка высотного корректора, который для сохранения работоспособности поршневой группы ограничивает подачу топлива в двигатель, начиная с высоты 1000 м. Это, помимо естественного снижения мощности по причинам, указанным выше, приводит к дополнительному ее уменьшению с ростом высоты расположения танка.

Поэтому можно с уверенностью утверждать, что средние скорости движения танков с двухтактными дизелями 6ТД (1000 л.с.) на высотах 1000...3000 м примерно на 25 % ниже, чем у танка с В-84. Другими словами, дизельный вариант танка Т-80 в условиях высокогорья уступают по этому параметру танкам Т-72 с четырехтактными дизелями В-84 меньшей мощности (840 л.с.).

В последние годы при увеличении мощности модернизируемых и разработке новых двигателей заметно усилилась тенденция к оснащению их все большим количеством ограничителей подачи топлива (а значит, снижения мощности), которые должны, по своей идее, срабатывать автоматически.

Например, когда температура выпускных газов достигает значения, соответствующего максимально допустимому, включается механизм ограничения подачи топлива. Необходимо защитить двигатель и трансмиссию от перегрева - и вот уже от температурных датчиков системы охлаждения, системы смазки двигателя и трансмиссии, от гидрообъемной передачи механизма поворота также начинают поступать сигналы на включение механизма ограничения мощности двигателя.

С одной стороны, это, казалось бы, неплохо. Такое техническое решение призвано предотвратить выход из строя силовой установки, сохранить в исправности агрегаты и узлы машины. Но если в их конструкции закладываются низкие запасы прочности по силовой, кинематической, тепловой нагруженности, то большое количество ограничений способно привести в некоторых условиях к невозможности выполнения боевой задачи вследствие существенного сниже-

ния подвижности танка, вплоть до полной его остановки!

С другой стороны, если предусмотреть для механика-водителя возможность блокировки ограничителей мощности при необходимости использования всей мощности силовой установки для выхода из той или иной критической ситуации, то приходится считаться с большой вероятностью вывода из строя двигателя, других узлов и агрегатов, что также может привести к потере подвижности.

В этой связи возникает вопрос: а нужен ли танку двигатель такой мощности, которая постоянно будет ограничиваться? Ведь рассчитывать только на нормальные (стандартные) природно-климатические условия при эксплуатации, а тем более при ведении боевых действий, не приходится.

Еще один вопрос, связанный с подвижностью. Он особенно важен с учетом того, что в армиях многих стран ведется постоянное совершенствование противотанковых средств. Для уклонения от их воздействия на поле боя танк должен перемещаться динамично, быстро разгоняться и тормозить. Для оценки динамических свойств двигателя обычно используют понятие приемистости. Приемистость оценивается временем разгона двигателя (и танка в целом) от режима, соответствующего холостому ходу дизеля (режима малого газа ГТД), до режима максимальной мощности двигателя (скорости машины). Время разгона дизеля составляет 1...2 с, у ГТД - 6...7 с. Дизельный танк с места трогается заметно быстрее и на первой "стометровке" (во многих боевых ситуациях очень важной) всегда выигрывает у газотурбинного танка.

Одной из основных черт современной войны является высокая тактическая самостоятельность войсковых формирований различного назначения. Поэтому, если говорить о частях и соединениях, основой которых являются танки, то они должны быть оснащены не только бронированными боевыми машинами, но и средствами их боевого, технического и тылового обеспечения. Эти средства наряду с танками должны быть приспособлены к передвижению в одних и тех же дорожно-грунтовых условиях, т.е. быть "однородными" по подвижности. При этом следует иметь в виду, что принцип "однородности" по подвижности для бронированных машин имеет смысл только в сочетании с принципом "однородности" по защищенности.

Каждый образец бронированной машины, входящий в состав подвижного войскового формирования, независимо от конкретного назначения должен быть приспособлен к совместному использованию в составе подразделений, частей и соединений СВ с образцами других типов, не ограничивая при этом их боевые и маршевые возможности. Другими словами, машины, применяемые на одинаковой местности и выполняющие единые задачи, должны иметь одинаковый уровень быстроходности, проходимости и запаса хода.

Опыт отечественного танкостроения свидетельствует, что танки с двухтактными дизелями и с ГТД не применялись как базовые для создания бронированных машин боевого, технического и тылового обеспечения. По этой причине выполнение требования к "однородности" образцов машин по подвижности при использовании в качестве базы газотурбинного танка в современных условиях является весьма проблематичным.

Высказанные аргументы свидетельствуют, в основном, в пользу четырехтактных танковых дизелей. Впрочем, не следует думать, что конкуренции между дизелем и ГТД в качестве двигателей для танка не существует. С внедрением современных технологий, применением новых конструктивных решений характеристики различных типов двигателей меняются, и лишь в будущем, основываясь на результатах анализа длительного эволюционного развития, можно будет выбрать наиболее приемлемый из них.

Т-80У



РОТАЦИОННЫЕ МЕТОДЫ ПОЛУЧЕНИЯ ЗАГОТОВОК ДЕТАЛЕЙ ГТД

Ротационная обработка относится к методам получения полых осесимметричных и плоских заготовок или деталей методом локального приложения деформирующей нагрузки к полой или плоской заготовке и позволяет получать детали сложных форм из самых разнообразных материалов. Данный метод является особенно эффективным при единичном и мелкосерийном производстве, поскольку позволяет получать за один проход высокие (до 60...70 %) значения деформации в локальном очаге. Стоимость инструментального оснащения ротационного оборудования составляет 10...15 % стоимости штампов и с увеличением габаритных размеров деталей эффективность данного метода обработки возрастает. Применение новых методов обработки металлов будет способствовать технологическому обеспечению создания двигателей следующих поколений.

ФГУП "ММПП "Салют":

Виктор Харитонов, главный технолог

Валерий Горелов, начальник Центральной научно-технологической лаборатории, к.т.н.

Игорь Бурлаков, начальник лаборатории, к.т.н.

Василий Данилов, инженер



Автоматизированная линия раскатки дисков АЛРД-800

Ротационная обработка на ФГУП ММПП "Салют" применяется при выполнении таких технологических операций, как изотермическая раскатка заготовок дисков газотурбинных двигателей (ГТД) из титановых сплавов, вытяжка оболочек из листовых заготовок на станке PNC 111 фирмы Leifeld (Германия), а также вытяжка трубчатых заготовок на модернизированных токарных станках.

Изотермическая раскатка заготовок дисков ГТД из титановых сплавов

Диски ГТД относятся к наиболее нагруженным и ответственным деталям, работающим в условиях комбинированного воздействия высоких температур и переменных нагрузок. Технологические процессы их изготовления должны обеспечивать высокую надежность и качество, которые закладываются еще на этапе получения исходных заготовок. Количество методов получения заготовок дисков ограничено и основным способом пока остается штамповка на молотах и прессах, не обеспечивающая эффективного использования металла из-за больших потерь на напуски, припуски и облой. Изотермическая штамповка позволяет увеличить коэффициент использования материала и точность изготовления дисков, однако требует применения энергоемкого оборудования и металлоемкого штампового инструмента для каждого типоразмера диска, а также дорогих и энергоемких блоков нагрева.

Применение методов локального формообразования в изотермических условиях с использованием эффекта сверхпластичности существенно расширяет технологические возможности процесса, в том числе за счет резкого снижения мощности оборудования и повышения экономичности технологического процесса. Сущность метода заключается в том, что нагретую заготовку в виде шайбы со специально подготовленной структурой деформируют в изотермических условиях одной или двумя парами рабочих роликов, установленных диаметрально противоположно

и перемещающихся по эквидистантным траекториям. Раскатку осуществляют на автоматизированной линии АЛРД-800. Заготовка, с подготовленной структурой типа шайбы, устанавливается в нагревательное устройство (печь) на раскатом стане и зажимается между двумя шпинделями. Затем заготовке придается холостое вращательное движение и роликами осуществляется формообразование в предварительно нагретой печи. Управляемый (ступенчато или плавно) при помощи тиристорного регулятора нагрев осуществляется до температуры деформации (для титановых сплавов 800...1000 °С, жаропрочных никелевых сплавов 800...1200 °С), после чего производится выдержка при этой температуре до полного прогревания заготовки по всему объему. Существующая конструкция стана АЛРД-800 позволяет

Таблица 1

Основные технические характеристики линии АЛРД-800	
Наименование характеристики	Значение
Частота вращения шпинделей, об/мин	0,02...2
Суммарный крутящий момент на шпинделях, тс·м	До 3
Крутящий момент на раскатом ролике, тс·м	дД 0,5
Частота вращения раскатных роликов, об/мин	0,15...15
Максимальная масса раскатываемой детали, кг	До 250
Максимальный диаметр раскатываемой детали, мм	800
Максимальная толщина раскатываемой детали, мм	150
Температура раскатки, °С	820...1100
Максимальная потребляемая мощность, кВт	540
Габаритные размеры, мм:	
- длина	16 300
- ширина	14 100
- высота	6300
Масса, кг	153 000

устанавливать в предварительно нагретую печь заготовку с помощью манипулятора, обеспечивающего захват заготовки со специального стапеля из печей предварительного нагрева. В этом случае время прогрева заготовки сокращается до 10...20 мин. После предварительного нагрева заготовки раскатные ролики вводятся в печь и устанавливаются в исходную позицию (подводятся к раскатываемой заготовке до касания и отводятся по двум основным координатам с учетом возможного температурного расширения и удлинения роликов и перемещения шпинделей при опрессовке). Опрессовка заготовки и окончательный подвод роликов в исходную позицию производится по завершении прогрева инструмента и выравнивания температуры в печи. Процесс раскатки осуществляется одновременным или раздельным перемещением роликов в поперечном и продольном направлениях, обеспечивая подъем реборд, лабиринтных уплотнений, оформление полотна и обода диска. После окончательного формообразования заготовки ролики выводятся за пределы заготовки диска, а сама заготовка, закрепленная на оправке, удаляется манипулятором из зоны деформации после разжима шпинделей.



предприятия был проведен ряд научно-исследовательских работ, посвященных проблеме изготовления подобных деталей (в частности, деталей типа "форсунка" из сплава ХН60ВТ), для повышения качества изготовления самих деталей и производительности технологического процесса. В ходе этих работ были определены характеристики оптимального процесса, который может быть использован в производстве. Выполнен ряд экспериментов по получению деталей заданной формы и размеров.

По существующей технологии детали подобного типа получают методом многопереходного обжима на гидравлическом прессе путем проталкивания трубной заготовки через твердосплавные матрицы. Для различных типов форсунок число переходов обжима составляет от десяти до двадцати. Такая технология характеризуется низкой производительностью (20-30 мин на одну деталь) и высоким процентом брака из-за неудовлетворительного качества наружной поверхности детали. На обработанной части форсунок часто образуются дефекты (продольные и поперечные "волны"), вызванные потерей устойчивости процесса.

В качестве альтернативы было предложено изготавливать корпус форсунок при помощи ротационной вытяжки, процесса, при котором принудительное вращение сообщается одному из инструментов (оправке), в то время как деформирующий инструмент перемещается относительно вращающейся оправки и воздействует на материал заготовки (рис. 1). Для ротационной вытяжки используется разнообразное оборудование: от простейших давилников до сложных многороликовых станков с ЧПУ. В данном случае ротационную вытяжку наиболее целесообразно производить при помощи трехроликовой раскатной головки, установленной на обычном токарном станке. В результате конструкторского поиска были спроектированы опытный и промышленный образцы раскатной головки, размещаемые на типовых токарных станках (рис. 2). Три раскатных ролика 1, вставленные в сепаратор 2, зажимаются опорными кольцами 3. Опорные кольца устанавливаются в кольцо 4, смонтированное в корпусе 5. Зажим опорных колец для установки зазора между роликами, определяющего конечный диаметр детали, осуществляется при помощи гайки 6 через крышку 7. Раскатная головка закрепляется в резцедержателе то-



Процесс горячей изотермической раскатки

Проведенный комплекс металлографических и механических испытаний показал высокое качество заготовок дисков, получаемых при помощи изотермической раскатки.

Ротационная вытяжка оболочек из листовых заготовок

Большую группу деталей в ГТД составляют полые тонкостенные изделия цилиндрической, конической форм и их комбинаций из никелевых и титановых сплавов, которые целесообразно изготавливать ротационной вытяжкой. С этой целью предприятием был приобретен станок PNC 111, являющийся одним из лучших в своем классе.

Важным направлением в области повышения качества изготовления авиационных ГТД является внедрение процесса ротационной вытяжки тонкостенных трубчатых деталей. В течение последних двух лет Центральной научно-технологической лаборатории

Ротационно-вытяжной станок PNC 111 фирмы "Leifeld" (Германия)

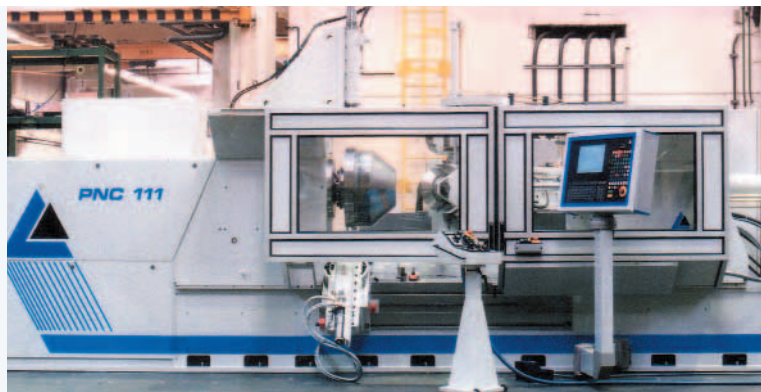


Таблица 2

Основные технические характеристики станка PNC 111	
Наименование характеристики	Значение
Максимальный диаметр заготовки, мм	1200
Максимальная толщина заготовки, мм	10
Расстояние между центрами, мм	1900
Продольный ход суппорта, мм	1000
Поперечный ход суппорта, мм	500
Продольное усилие, кН	100
Поперечное усилие, кН	140
Рабочая скорость суппорта, м/мин	8,0
Ход выталкивателя, мм	400
Усилие на выталкивателе, кН	90
Мощность главного двигателя, кВт	60
Приблизительный вес, кг	22 000



Исходная заготовка и типовые детали, получаемые ротационной вытяжкой

карного станка, при этом промышленный образец раскатной головки может управляться с помощью ЧПУ станка.

По направлению движения деформирующего инструмента различают прямой (раскатная головка перемещается от шпинделя станка) и обратный (головка приближается к шпинделю) процессы ротационной вытяжки. Традиционно при изготовлении деталей с отношением длины к диаметру более 5...6 для обеспечения устойчивости используется прямой процесс, поэтому первоначально было решено изготавливать корпуса форсунок прямой ротационной вытяжкой.

Технологический процесс вытяжки включает следующие операции. В трубную заготовку устанавливалась смазанная оправка, после чего заготовка вместе с оправкой вставлялась в разрезную цангу, служащую для предохранения наружной поверхности заготовки и обеспечивающую равномерный зажим заготовки и оправки в шпинделе. Для смазки оправок использовалось машинное масло типа И-40А, в очаг деформации в течение процесса подавалась охлаждающая жидкость. В ходе экспериментов были получены детали необходимого размера с высоким качеством наружной поверхности, определены оптимальные технологические режимы изготовления корпусов форсунок и установлено, что в силу конструктивных особенностей опытной раскатной головки требуется минимум три перехода. Вместе с тем, был обнаружен ряд существенных недостатков. Изучение внутренней поверхности под микроскопом после разрезки полученных образцов показало наличие значительного количества микротрещин на конусной части деталей, возникавших на втором, реже на третьем переходе. Характер трещинообразования свидетельствовал о том, что дефекты возникают в результате воздействия на внутреннюю поверхность детали растягивающих осевых напряжений.

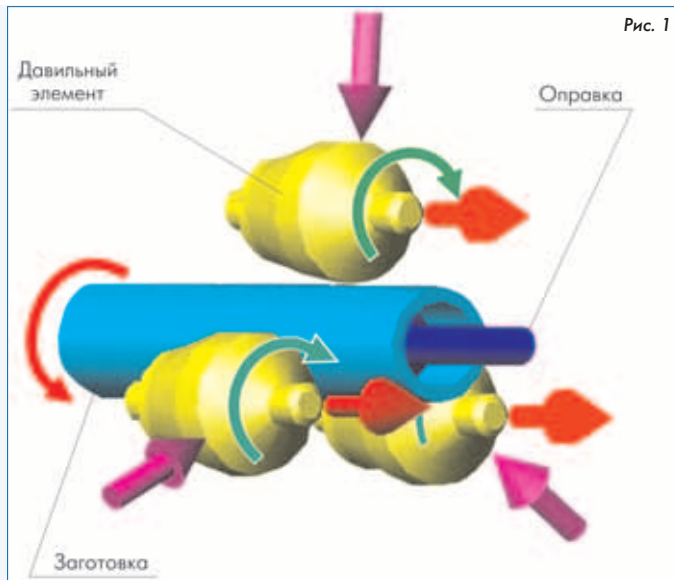


Рис. 1

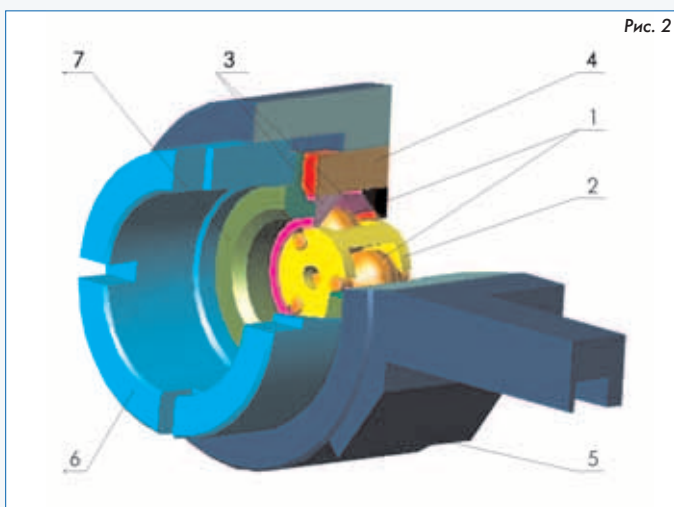
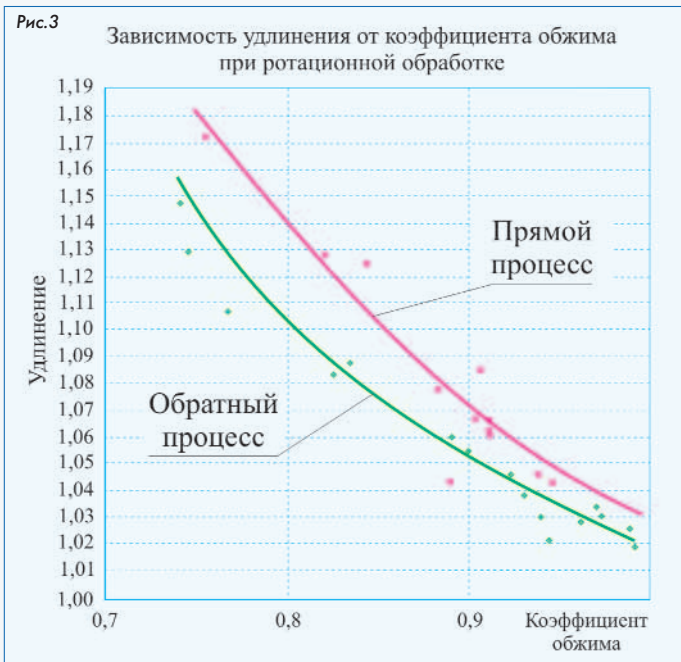


Рис. 2

Для того чтобы изменить направление действия осевого напряжения на внутренней поверхности, был применен обратный процесс ротационной вытяжки. Первые же эксперименты выявили значительное улучшение качества внутренней поверхности. Визуальный осмотр внутренней поверхности десяти полученных образцов под микроскопом показал наличие трещин только на одном из них, причем и в этом случае трещины были вызваны неудовлетворительным состоянием внутренней поверхности исходной заготовки. Вместе с тем, несколько ухудшилось состояние наружной поверхности готовых деталей, что вынудило изменить технологические режимы процесса. После ряда экспериментов были найдены оптимальные технологические режимы и разработаны графики, позволяющие производить расчет длины заготовки в зависимости от требуемой степени обжима и конечной длины детали (рис. 3).

В настоящее время ведется подготовка к внедрению разработанного технологического процесса в серийное производство. Результаты данной работы могут быть использованы при разработке технологических процессов изготовления аналогичных деталей в различных отраслях машиностроения.

Внедрение ротационных процессов обработки металлов на ФГУП "ММПП "Салют" позволило существенно сократить расход жаропрочных дорогостоящих материалов, уменьшить трудоемкость изготовления большинства осесимметричных деталей в среднем в 3...5 раз, снизить себестоимость двигателей (из технологической цепочки устранены дорогостоящие штампы), повысить надежность двигателей (в связи с уменьшением количества сварных швов) и улучшить механические характеристики материала изделий.





Федеральное государственное унитарное предприятие "ММПП "Салют" - одно из немногих московских предприятий, которое в последнее время успешно развивается: растут объемы и номенклатура производимой продукции, численность рабочего и инженерно-технического персонала, заработная плата. Предприятие регулярно посещают для приобретения опыта и заключения взаимовыгодных контрактов представители отечественных и зарубежных фирм. Бывают на "Салюте" и руководители различных рангов.

Накануне 90-летнего юбилея завода его посетил мэр Москвы Юрий Лужкова. Генеральный директор "Салюта" Юрий Елисеев ознакомил главу города с выпускаемыми средствами малой механизации для городского и сельского хозяйства. Но основная продукция завода - это все же авиационные двигатели. Сегодня "Салют" выпускает АЛ-31Ф, в ближайшем будущем - двигатели Д-436, Д-27 и АИ-222. В целях модернизации производства заводом приобретены уникальные станки, которые планируется использовать и для изготовления двигателей последующих поколений. Мэру были продемонстрированы образцы деталей двигателей, изготовленные с применением современных технологий, а также модифицированный двигатель АЛ-31Ф с поворотным соплом.

Создание на "Салюте" конструкторского бюро позволило заметно укрепить позиции предприятия. Руководство завода убеждено в том, что в любых экономических условиях "Салют" сможет работать устойчиво. Эта уверенность основана на тщательно просчитанном плане развертывания производства не только авиационных двигателей военного и гражданского назначения, но и наземных газоперекачивающих и энергетических установок, транспортных двигателей, т.е. целого спектра продукции. В связи с этим демонстрация Юрием Елисеевым разработанной в КБ парогазовой установки контактного типа для производства электрической и тепловой энергии вызвала у Юрия Лужкова большой интерес. Вполне возможно, что подобные установки станут обеспечивать москвичей электричеством и теплом в самом ближайшем будущем. Была показана мэру и строящаяся на территории завода мусоросжигающая установка, которая крайне необходима такому мегаполису, как Москва.

В целом, визит мэра Москвы Юрия Лужкова на ММПП "Салют" оказался плодотворным: завод получит крупные заказы для города, а город сможет решить некоторые из своих проблем. **А**



7 октября 2002 г. в Государственном Кремлевском дворце состоялся торжественный вечер, посвященный 90-летию ФГУП "ММПП "Салют". На праздник были приглашены ветераны завода, руководители отраслей и ведомств, политические деятели и среди них представитель президента РФ в Центральном федеральном округе Георгий Полтавченко, мэр Москвы Юрий Лужков, генеральный директор "Росавиакосмоса" Юрий Коптев и др.

С теплыми поздравлениями к юбилярам обратились представители родственных двигателестроительных заводов, авиационных концернов и фирм, конструкторских бюро. Они отметили огромный вклад ММПП "Салют" в обеспечение высоких боевых качеств отечественной авиационной техники, а также его успехи в освоении гражданских ГТД, предназначенных для работы в составе авиационных и энергетических установок. Получила заслуженную оценку успешная работа предприятия в области подготовки кадров, решения социальных задач.

В тщательно организованном калейдоскопе поздравлений и концертных номеров с участием звезд российской эстрады проходило вручение знаков "Заслуженный моторостроитель ММПП "Салют", наград Российского авиационно-космического агентства и почетных грамот правительства Москвы наиболее заслуженным ветеранам завода.

Даже в громадный зал Государственного Кремлевского дворца не смог бы вместить всех работников на "Салюте", ведь теперь их уже более 12 тысяч человек. Поэтому юбилейные торжества начались на предприятии еще в сентябре. Прежде всего, состоялись цеховые мероприятия, в ходе которых были поощрены многие работники завода, добившиеся высоких результатов в трудовой деятельности. Производственно-экономическая комиссия подвела итоги соревнования к 90-летию предприятия и определила наиболее отличившихся среди коллективов цехов, отделов, а также лучших рабочих и служащих.

Победителям были присвоены звания "Лучший рабочий своей профессии" с вручением почетных грамот, нагрудных знаков "Победитель соревнования за эффективный труд" и денежных премий. Сорока четырем работникам завода, вложившим многие десятилетия своего напряженного труда в процветание предприятия, были присвоены почетные звания "Заслуженный моторостроитель ММПП "Салют". Российское авиационно-космическое агентство наградило ряд работников завода медалями "Звезда Циолковского" и "Звезда голубой планеты". Ассоциация "Союз авиационного двигателестроения" также присвоила звания "Заслуженного авиадвигателестроителя" нескольким работникам завода.

Вручение заслуженных наград производилось в Доме культуры "Чайка". Были отмечены не только работники головного предприятия, но и сотрудники многочисленных филиалов ММПП "Салют", находящихся в Подмоскowie и других областях России, а также организации, тесно работающие с "Салютом".



ОСНОВНЫЕ ВЕХИ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ПОРШНЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

(КРАТКИЙ ОБЗОР)

Юрий Бехли

ВВЕДЕНИЕ

В отечественном авиадвигателестроении вновь возник интерес к поршневым двигателям. Это связано с тем, что в ряде случаев, когда рассматриваются легкомоторные летательные аппараты, авиационный поршневой двигатель (АПД) оказывается более целесообразным, чем маломощный газотурбинный двигатель. По этой причине многие вопросы развития АПД в прошлые годы не потеряли актуальности и в настоящее время. Кроме того, ряд рассматривавшихся в прошлом идей не получил широкого освещения, хотя они представляли определенный интерес.

Период интенсивного развития АПД в нашей стране (1930-1951 гг.) характеризовался многообразием конструктивных решений, направленных на увеличение агрегатной мощности и достижение высоких показателей: литровой мощности, эффективного к.п.д., низкой удельной массы, малых поперечных размеров и т.п. Большое внимание уделялось также сохранению расчетной мощности двигателя до больших высот полета.

Осуществленные способы решения этих задач могут представлять интерес и в наши дни. Нужно также отметить, что современная технология (методы конструирования, методы производства, конструкционные материалы) может способствовать осуществлению ряда позитивных идей, оставшихся нереализованными в прошлом из-за технических трудностей.

Наряду с рассмотрением общего облика двигателей прошлых лет представляют интерес методы осуществления рабочего процесса в двигателе, направленные на форсирование его мощности, снижение удельного расхода топлива, уменьшение теплонапряженности, снижение склонности к детализации и т.п.

Предлагаемый обзор охватывает, главным образом, период с 1930 по 1951 гг., после которого новых разработок отечественных АПД как в опытном, так и исследовательском плане почти не производилось. В последующие годы в эксплуатации оставалось небольшое количество АПД в малой номенклатуре, и их развитие выражалось в эксплуатационном совершенствовании, умеренном форсировании и повышении срока службы.

ХОД РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АПД

В отличие от наиболее развитых стран Запада (США, Франция, Германия, Англия, Италия), Россия в годы Первой мировой войны не имела сколько-нибудь развитой авиамоторной промышленности, хотя русские конструкторы строили оригинальные моторы на серьезной инженерной основе. Так, например, Б.Г. Луцким была осуществлена двухмоторная установка на самолете "Луцкой-2", в которой использовался привод к двум соосным винтам, один из которых мог реверсироваться для сокращения пробега при посадке. Б.Г. Луцким было также применено верхнее расположение кулачко-

вого валика системы газораспределения на двигателе с рядным расположением цилиндров, что было безусловным новшеством. Самолет "Луцкой-2" в 1912 г. достиг скорости полета 160 км/ч, что было выдающимся достижением для того времени.

Попытки отдельных конструкторов повлиять на ход развития авиационного моторостроения в России и добиться реализации своих идей не были успешными - не хватало конструкторских кадров и технологических средств.

После революции положение еще усложнилось гражданской войной и разрухой.

В связи с этим было решено в первую очередь освоить производство двигателей по лучшим иностранным образцам, готовя этим основу для разработки отечественных конструкций. Такая техническая политика дала положительные результаты - начался устойчивый серийный выпуск моторов М-5 (типа "Либерти") и М-6 (типа "Испано-Сюиза").

В период 1925-1931 гг. отечественная авиамоторная промышленность достаточно окрепла, что позволило наряду с производством лицензионных моторов начать подготовку к серийному производству моторов собственной разработки. Этому способствовало развертывание научной исследовательской работы в ряде научных центров (ЦАГИ, НАМИ) и последующее создание, в конце 1930 г., единого научно-исследовательского центра авиадвигателестроения - ЦИАМ.

Перед ЦИАМ помимо исследовательской деятельности была поставлена задача - создать ряд опытных двигателей, пригодных в качестве прототипов для серийного производства. Первоначально в тематический план ЦИАМ была включена разработка 12 типов бензиновых двигателей и 2 типов дизелей. В конечном счете, из этих двигателей в серийное производство пошли два: бензиновый мотор М-34 (конструктора А.А. Микулина) и дизель АН-1 (конструктора А.Д. Чаромского). Оба эти двигателя в дальнейшем многократно и успешно модифицировались, образовав семейства моторов "АМ" и "АЧ" (по инициалам главных конструкторов).

Включение в план большого количества опытных двигателей было связано с необходимостью выявления наиболее рационального конструктивного облика двигателей для летательных аппаратов различного назначения. Многообразие также отражало, в какой-то мере, недооценку сложности и трудоемкости создания новых высокоэффективных конструкций, обладающих требуемой надежностью.

К 1935 г. консолидация отечественного двигателестроения вокруг ЦИАМ была, в основном, завершена и потребовались новые организационные формы проведения опытно-конструкторских работ. Для их выполнения при серийных заводах были созданы самостоя-

Таблица 1

Основные характеристики АПД семейства "АМ" (12-цилиндровые V-образные)							
Мотор	Год создания	Взлетная мощность, л.с.	Частота вращения, мин ⁻¹	Давление наддува, кгс/см ²	Степень сжатия	Удельная масса, кг/л.с.	
М-34	1931	850	1800	-	6	0,81	
М-34ФРН	1934	950	1850	1,2	6,2	0,775	
АМ-35А	1939	1350	2050	1,68	7	0,69	
АМ-38	1940	1600	2150	1,75	6,8	0,573	
АМ-38Ф	1941	1700	2350	1,85	6,0	0,52	
АМ-42	1943	2000	2500	2,33	5,5	0,51	
М-47	1947	2750	2800	3,0	5,5	0,55	
М-49	1949	4000	2800	3,0	5,5	0,5	

ятельные опытно-конструкторские бюро (ОКБ). В их становлении решающую роль сыграли опыт работы и научный задел, накопленный в ЦИАМ к этому моменту.

Основной объем опытного строительства переместился в ОКБ. Для более полного использования зарубежного опыта, а также увеличения номенклатуры авиационных двигателей была произведена покупка лицензий на ряд наиболее совершенных образцов. Перед ОКБ, которым было поручено внедрение этих двигателей в производство, сразу же вставали и задачи их дальнейшего совершенствования и развития.

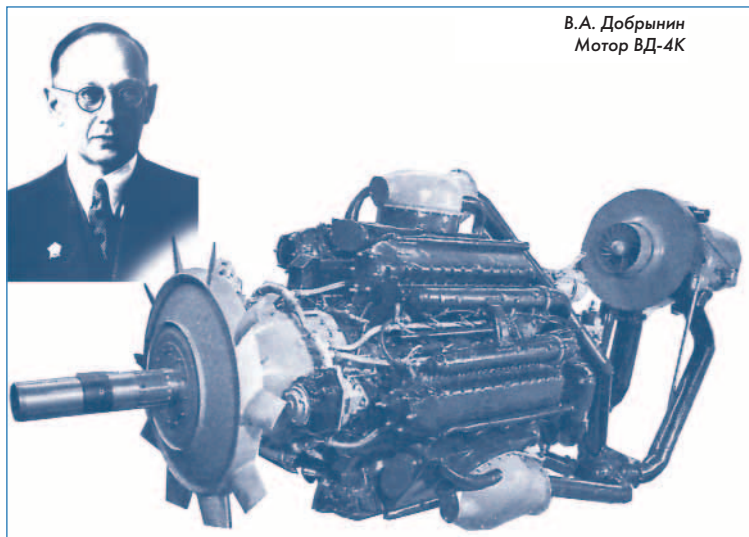
В этих условиях основным направлением деятельности ЦИАМ стали научные исследования и создание экстремальных конструкций, которые могли послужить основой для новых разработок ОКБ.

ХАРАКТЕРНЫЕ ЧЕРТЫ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ СЕРИЙНЫХ АПД

Семейство "АМ" - главный конструктор А.А. Микулин

Первенец этого семейства - двигатель М-34 имел размерность серийного лицензионного двигателя М-17 (BMW-VI), что позволяло в значительной мере использовать технологию и опыт серийного производства, но радикально отличался от него по своей конструкции. Его схема, предложенная А.А. Микулиным, отличалась тем, что блоки цилиндров, верхняя и нижняя половина картера стягивались шпильками в единую силовую схему, свободную от действия растягивающих сил. Гильзы цилиндров также не подвергались воздействию осевых растягивающих усилий при вспышке.

На основе этой схемы были созданы все дальнейшие модификации (табл. 1). Многолетний опыт эксплуатации моторов семейства "АМ" показал их высокую эффективность (*более подробно о двигателях семейства "АМ" можно прочитать в нашем журнале - № 5-6, 2000 г. и № 1-6, 2001 г. - прим ред.*).



В.А. Добрынин
Мотор ВД-4К

охлаждения фирмы "Райт" (США) мощностью 750 и 1100 л.с., выпущавшиеся по лицензии под маркой М-25, М-62, АШ-62ИР.

Затем были созданы двигатели воздушного охлаждения в виде двухрядной 14-цилиндровой звезды оригинальной конструкции - М-82 и впоследствии ее модификаций АШ-82ФН и АШ-83. Начиная с АШ-82ФН, была применена система непосредственного впрыска топлива в цилиндры двигателя. Следует отметить, что двигатель АШ-82Т (гражданская модификация АШ-82ФН) многие годы был в эксплуатации (самолет Ил-14 и вертолеты Ми-4 и Як-24) и лишь недавно снят с производства. Был также создан 18-цилиндровый двигатель АШ-73 и его модификация АШ-73ТК, в которой приводной центробежный нагнетатель и турбокомпрессор позволили сохранять мощность 2200 л.с. до высоты 10 500 м.

Последним в этом семействе был 28-цилиндровый турбопоршневого двигателя АШ-2К, представляющий собой четырехрядную звезду с принудительным воздушным охлаждением, взлетной мощностью 4700 л.с. и высотой 10 000 м. Двигатель был снабжен семью импульсными турбинами, использовавшими кинетическую энергию выхлопных газов и возвращавшими утилизованную энергию на коленчатый вал. Благодаря этому двигатель имел экономичность на 7...8 % лучше, чем наиболее совершенные моторы воздушного охлаждения того времени (табл. 2).

Турбопоршневой двигатель ВД-4К - главный конструктор В.А. Добрынин

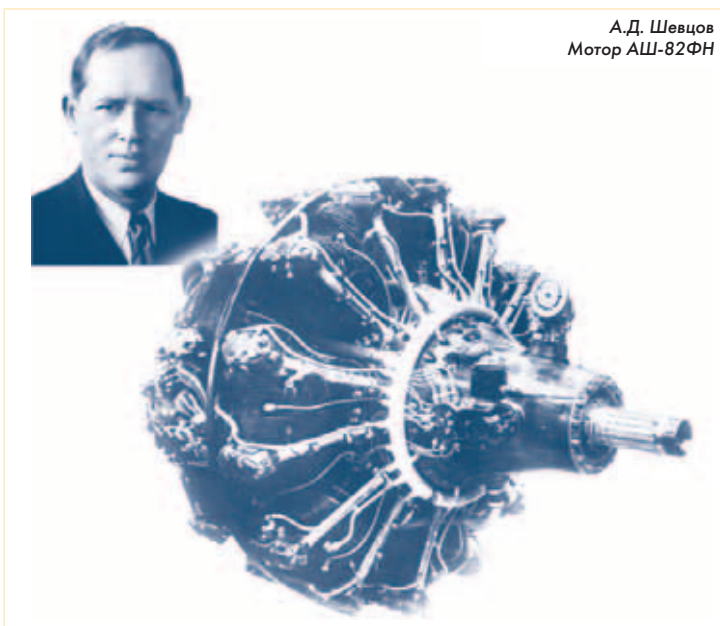
Этот двигатель представляет собой завершающую ступень развития семейства оригинальных двигателей жидкостного охлаждения, выполненных в виде четырехрядной шестичилиндровой звезды. Эта схема была разработана в 1939 г. В.А. Добрыниным и Г.С. Скубачевским в конструкторском бюро при Московском авиационном институте. Двигатель получил обозначение М-250 и имел взлетную мощность 2500 л.с. В 1943 г. работа была продолжена в ОКБ, руководимом В.А. Добрыниным. В 1946 г. в связи повышением заданной взлетной мощности до 3500 л.с. был заложен по существу новый двигатель, сохранивший от М-250 общую схему и схему оригинального осевого редуктора. Этот двигатель получил обозначение ВД-3ТК. Большая высотность двигателя обеспечивалась комплексной системой наддува: центробежный нагнетатель и два турбокомпрессора.

Таблица 2

Основные характеристики АПД семейства "АШ"							
Мотор	Год создания	Взлетная мощность, л.с.	Частота вращения, мин ⁻¹	Давление наддува, кгс/см ²	Степень сжатия	Удельная масса, кг/л.с.	Кол-во цилиндров
М-25	1935	700	2100	1,18	6,4	0,625	9
М-25Р	1938	1000	2250	1,4	6,4	0,55	9
М-62ИР	1939	1000	2200	1,43	6,4	0,56	9
М-63	1939	1100	2300	1,45	7,2	0,46	9
АШ-73	1943	2000	2300	1,45	7,2	0,5	18
АШ-73ТК	1948	2400	2400	1,65	7,0	0,5	18
АШ-82	1940	1700	2400	1,55	7,0	0,5	14
АШ-2К	1950	4700	2700	1,73	7,0	0,48	28

Семейство "АШ" - главный конструктор А.Д. Швецов

Первоначальной базой для этого семейства послужили звездобразные однорядные 9-цилиндровые двигатели воздушного



А.Д. Швецов
Мотор АШ-82ФН

Заключительным этапом в развитии авиадвигателя по этой конструктивной схеме было создание двигателя ВД-4К. Двигатель был снабжен тремя импульсными турбинами, механически связанными с валом двигателя, и свободным турбокомпрессором с регулируемым реактивным соплом.

В этом двигателе был реализован весь положительный опыт и научный задел, накопленный в авиадвигателестроении. Все это привело к созданию лучшего в отечественной и мировой практике образца поршневого авиационного двигателя, работающего на легком топливе.

По своей мощности (4300 л.с.), удельному расходу топлива на крейсерских режимах (0,16...0,175 кг/л.с.ч) и высоте (11 000 м) этот двигатель при удельной массе (0,51 кг/л.с., включая турбокомпрессор) и в современных условиях является рекордным. Сверхдальние полеты самолета Ту-85 с такими двигателями подтвердили высокую оценку двигателя ВД-4К.

Семейство двигателей "АЧ" - главный конструктор А.Д. Чаромский

Для тридцатых годов прошлого века характерным являлось стремление внедрить в авиацию моторы на тяжелом топливе (дизели). Удельный расход топлива известных авиационных дизелей того времени, например, фирм "Юнкерс" (Германия) и "Паккард" (США), был на 25...30 % ниже, чем у сравниваемых бензиновых моторов. Привлекало также то, что требуемое для дизелей топливо было менее пожароопасным и более дешевым, чем бензин.

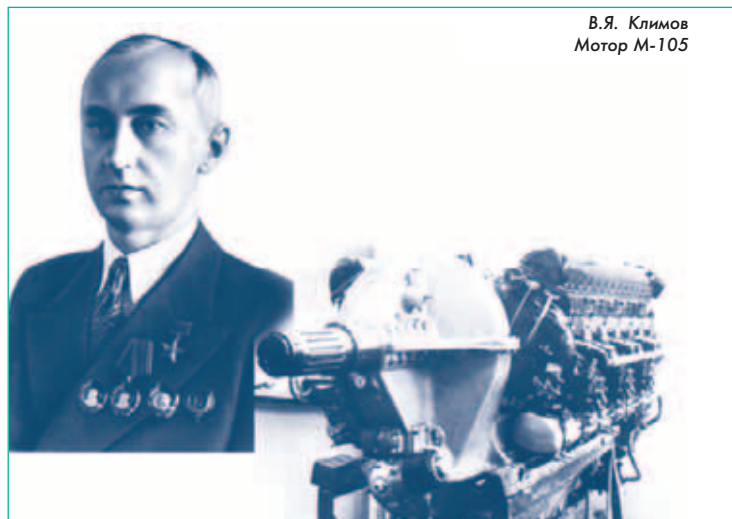
Первый опытный отечественный двигатель на тяжелом топливе АН-1 был создан в ЦИАМ под руководством А.Д. Чаромского в 1936 г. По схеме это был четырехтактный 12-цилиндровый V-образный двигатель с непосредственным впрыском топлива. По своей силовой схеме он был аналогичен двигателю М-34, но имел несколько больший диаметр цилиндра (180 мм) и ход поршня (200 мм). Его номинальная мощность составляла 750 л.с. В ходе развития мощность авиадизеля была повышена до 1250 л.с. при удельном расходе топлива 0,175 кг/л.с.ч. С этими данными он успешно прошел официальные испытания и был принят для серийного производства. В ходе подготовки и развертывания производства продолжилось совершенствование и модифицирование двигателя. Созданный под руководством А.Д. Чаромского серийный двигатель АЧ-30Б имел следующие данные: взлетную мощность - 1500 л.с., мощность на высоте 6000 м - 1250 л.с., удельный расход топлива - 0,17 кг/л.с.ч, удельную массу - 0,77 кг/л.с. Это был самый мощный в мире авиационный дизель. Его основные технические данные были на уровне лучших мировых достижений.

Во время Великой Отечественной войны двигатели АЧ-30Б применялись на тяжелых бомбардировщиках, наносивших удары по глубоким тылам противника, в том числе и по Берлину. До настоящего времени находят применение в транспортном машиностроении и на судах дизели, создаваемые на основе АН-1 и его модификаций. Нужно отметить, что возможности развития этого семейства далеко не исчерпаны (*более подробно о двигателях семейства "АЧ" можно прочитать в нашем журнале - № 3-5, 2002 г. - прим ред.*)

Семейство "ВК" - главный конструктор В.Я. Климов

Базовым в семействе стал лицензионный мотор М-100 ("Испано-Сьюиза" 12Ybrs). При дальнейшем модифицировании в конструкцию двигателя были внесены оригинальные конструктивные решения, позволившие более чем вдвое повысить его мощность и значительно увеличить высоту (табл.3). В частности, начиная с мотора М-105 введена трехклапанная система газораспределения: два впускных клапана и один выпускной вместо двухклапанной системы. В моторе М-105П предусмотрен полый вал редуктора для

стрельбы через него из автоматической пушки, установленной в развале блоков цилиндров.



В.Я. Климов
Мотор М-105

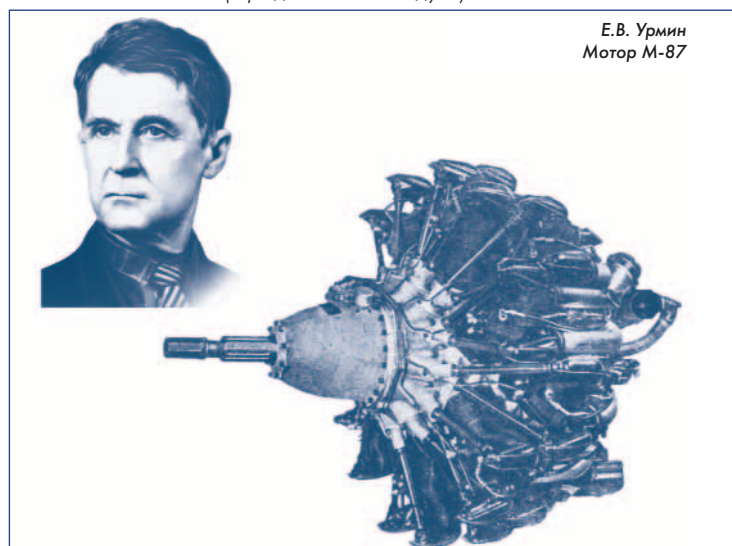
Двигатели воздушного охлаждения главных конструкторов А.С. Назарова, С.К. Туманского, Е.В. Урмина

На основе лицензионного мотора М-85 ("Мистраль Мажор" К-14 фирмы "Гном-Рон") под руководством А.С. Назарова были созданы двигатели М-86 и М-87 с более высокой мощностью (950 л.с. по сравнению с 850 л.с. у М-85). Дальнейшее развитие этих двигателей продолжалось под руководством С.К. Туманского. Были созданы двигатели М-88 с взлетной мощностью 1100 л.с. и М-89 мощностью 1300 л.с. на расчетной высоте 6000 м. Значительно улучшило эксплуатацию этих двигателей введение в них системы непосредственного впрыска топлива в цилиндры.

Все указанные двигатели сохраняли исходную конструктивную схему двухрядной 14-цилиндровой звезды.

На основе опыта создания двигателей М-88 и М-89 под руководством Е.В. Урмина был создан 18-цилиндровый двухрядный двигатель М-90 мощностью 2000 л.с. Этот двигатель успешно прошел заводские испытания, но в серийное производство не поступил в связи со свертыванием программы производства поршневых двигателей.

(Продолжение следует).



Е.В. Урмин
Мотор М-87

Таблица 3

Основные характеристики АДП семейства "ВК" (12-цилиндровые V-образные)							
Мотор	Год создания	Взлетная мощность, л.с.	Частота вращения, мин ⁻¹	Давление наддува, кгс/см ²	Степень сжатия	Удельная масса, кг/л.с.	
М-100	1935	860	2400	1,12	5,95	0,546	
М-103А	1938	1000	2400	1,54	6,6	0,51	
М-105ПФ	1942	1210	2600	1,45	7,1	0,513	
М-106П	1941	1350	2600	1,68	6,5	0,455	
ВК-107А	1943	1650	3200	1,65	6,5	0,4	
ВК-108	1944	1850	3200	1,75	6,5	0,38	



В конце сентября скоропостижно ушел из жизни Виктор Мартынович Калнин - выдающийся Ученый в области управления авиационными и ракетными двигателями, неординарный, энциклопедически эрудированный, высоко требовательный к себе и другим, прекрасный Человек.

Авторы настоящей статьи - его ученики и последователи - посвящают памяти Виктора Мартыновича данную статью, в которую вошли результаты совместных с ним обсуждений и разработок.

НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ И ДИАГНОСТИКИ, ПОДАЧИ И ДОЗИРОВАНИЯ ТОПЛИВА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Виктор Калнин, к.т.н., главный научный сотрудник ЗАО "ЦВНТ ЦИАМ"

Федор Олифиров, д.т.н., генеральный директор ЗАО "ЦВНТ ЦИАМ"

Георгий Добрянский, д.т.н., генеральный директор АНТЦ "Тураево"

Владимир Буковский, председатель совета директоров ЗАО "ЦВНТ ЦИАМ"

В последнее десятилетие ведущими в авиационном двигателестроении фирмами разрабатывается достаточно большой перечень новых технологий в области агрегатов и систем управления. Так, в настоящее время исследуются перспективные технологии, связанные с:

- статистическими методами управления, применением статистических алгоритмов контроля технического состояния и диагностики авиационных двигателей;
- применением высоконадёжного гидропневмомеханического управления жизненно важными функциями двигателя;
- использованием высокоресурсных систем подачи в двигатель топлива с растворёнными в нем газами, обеспечивающие низкий подогрев топлива в узлах подкачки и остающиеся работоспособными даже при выключенных бустерных насосах расходного бака самолёта;
- применением в системах волоконно-оптических датчиков;
- использованием схем сверхвысокого быстродействия на основе арсенида галлия;
- использованием параллельной обработки информации;
- внедрением высокотемпературных электронных схем;
- применением электрических силовых приводов и исполнительных механизмов;
- использованием композиционных материалов и многое, многое другое.

На основе собственных исследований и анализа разработок, произведенных во всём мире, авторами данной статьи были отобраны первые три направления, по нашему мнению, наиболее актуальных для нашей отрасли в начале третьего тысячелетия:

На рисунке приведена обновленная структурная схема систем авиационного двигателя. Комплектация агрегатов и область их взаимодействия традиционны, но компоновка и алгоритмы функционирования агрегатов после внедрения рассматриваемых новых технологий кардинальным образом изменятся.

Эффективность предлагаемых технических решений в статье иллюстрируется на примере результатов проектирования гидромеханического регулятора и насосного агрегата для двигателя GE-90. Все приведенное, без сомнения, может быть распространено и на вновь проектируемые и модернизируемые отечественные двигатели.

Статистические методы управления, алгоритмы контроля и диагностики состояния авиационных двигателей

По нашему мнению, в бортовых цифровых управляющих машинах должны быть реализованы следующие функции систем управления, контроля и диагностики авиадвигателей:

1. организация векторного управления (вместо управления отдельными контурами):

$$Y = f(\Delta R), \text{ где } Y = \{Gt, Fe, \varphi_{\text{ног}}, \dots\};$$

2. управление непосредственно по величине и темпу изменения тяги с ограничениями, обусловленными прочностными, функциональными и ресурсными свойствами двигателя, такими как допустимые запасы газодинамической устойчивости, температура газа перед турбиной, предельные значения частот вращения роторов двигателя и т.д.;

3. вычисление текущих значений параметров в реальном масштабе времени: тяги R , расхода воздуха G_B , запасов газодинамической устойчивости ΔK_u , температуры газа T_3 перед турбиной, коэффициентов избытка воздуха α_2 в камерах сгорания, удельного расхода топлива C_T и других;

4. обеспечение оптимального управления двигателем в зависимости от заданного экипажем или системой управления летательного аппарата полетного задания (учебный полет, боевой режим, режим максимальной дальности, чрезвычайный режим и т.п.);

5. автоматическое согласование режимов работы двигателя с положением органов управления самолетом, воздухозаборником и органами управления вектором тяги (интегральное управление);

6. управление форсированными режимами по параметру α_2 , определяющему заданный состав топливовоздушной смеси при оптимальном распределении топлива по площади поперечного сечения камеры сгорания;

7. обеспечение безопасности полета в чрезвычайных условиях путем повышения запасов газодинамической устойчивости двигателя, допустимого уровня температуры газа, темпа изменения тяги и прочих параметров выше уровня, используемого в обычных условиях, то есть "размен ресурса на безопасность полёта";

8. формирование диагностических признаков технического состояния узлов двигателя в процессе выработки ресурса и коррекция работы бортового оптимизатора;

9. формирование диагностических признаков отказов по отдель-

ным узлам двигателя и выдача информации экипажу с рекомендациями о наиболее рациональном решении в сложившейся ситуации;

10. коррекция работы и восстановление сигналов отказавших датчиков;

11. спектральный анализ сигналов вибродатчиков для определения технического состояния узлов и систем двигателя, прогнозирования возникновения неисправностей;

12. включение в алгоритмы управления и диагностики двигателя сигналов, характеризующих радиальные и осевые перемещения роторов, величины зазоров в турбине и компрессоре, что требует дооборудования двигателя специальными средствами измерений.

Остановимся более подробно на некоторых из изложенных выше функций, способы обеспечения которых предложены авторами статьи.

Статистические методы управления, контроля и диагностирования технического состояния двигателя и агрегатов в отличие от традиционных программ управления по детерминированным законам, включают в качестве учитываемых величин оценку текущего состояния узлов, элементов и систем двигателя. Алгоритмы управления адаптируются к сложившейся ситуации на основе полученной информации. Применяя статистические алгоритмы, можно по показаниям обычных штатных датчиков вычислять в процессе работы двигателя в реальном масштабе времени текущие значения основных определяющих параметров двигателя.

Такие алгоритмы должны отражать индивидуальные особенности каждого экземпляра двигателя, обусловленные как технологическими особенностями его производства, так и изменением характеристик узлов двигателя в процессе эксплуатации, вызванным износом в результате выработки ресурса или из-за влияния внешних факторов. Алгоритмы достаточно компактны, универсальны для вычисления любого текущего параметра двигателя или диагностического признака и в связи с этим удобны для программирования в бортовых цифровых вычислителях, особенно при создании для них специальных микросхем (чипов).

Особо следует остановиться на возможности применения статистических алгоритмов для диагностики технического состояния узлов, систем и агрегатов двигателя. Разработанные авторами алгоритмы позволяют по нескольким взаимным сочетаниям значений сигналов, поступающих от штатных датчиков, определять в каждый момент времени диагностические признаки неисправностей и отказов еще на ранней стадии их возникновения с идентификацией источников и причин. Одновременно данные алгоритмы позволяют по сочетанию измерений исправных датчиков восстанавливать информацию отказавших.

Использование в системе диагностики спектрального и корреляционного анализа сигналов вибродатчиков позволяет локализовать источник неисправности вплоть до отдельного рабочего колеса лопаточной машины, а при установке на ротор авиационного двигателя электромагнитных датчиков угла поворота (сельсинов) - и до отдельной лопатки. Если же на концы роторов двигателя установить дифференциальные датчики угла поворота, то по их сигналам появляется возможность определять закнутку вала и состояние опор, в том числе и межвалных подшипников.

Перечисленные выше диагностические свойства разработанных алгоритмов открывают возможность использования их для построения систем эксплуатации и ремонта двигателей по техническому состоянию. В журнале "Двигатель" № 3 - 2002 г. авторы подробно изложили основные принципы формирования статистических алгоритмов, поэтому далее мы приведем только их выражения для некоторых параметров двигателя, не вдаваясь в объяснение вывода и составляющих этих выражений.

Общий вид алгоритма для вычисления выбранного параметра или диагностического признака по измеренным значениям параметров применительно к современному авиационному двигателю следующий:

$$X_i = a_0 \cdot \frac{n_o^{a_1} \cdot n_k^{a_2} \cdot L_{\text{двГТ}}^{a_3} \cdot F_c^{a_4} \cdot \varphi_{\text{лв}}^{a_5} \cdot \varphi_{\text{ак}}^{a_6} \cdot P_{\text{ак}}^{a_7} \cdot P_k^{a_8}}{T_{\text{ак}}^{a_9} \cdot P_4^{a_{10}} \cdot T_4^{a_{11}} \cdot L_{\text{двГТФ}}^{a_{12}}}$$

На основании оценки значимости аргументов и чувствительности регрессионной зависимости к погрешности их значений применительно к конкретному вычисляемому параметру выражение алгоритма можно упростить. Например, для вычисления расхода воздуха через двигатель формула имеет следующий вид:

$$G_{\text{вз}} = K_{G_{\text{вз}}} \frac{P_{\text{ак}}^{b_1} \cdot n_o^{b_2} \cdot P_k^{b_3}}{T_{\text{ак}}^{b_4} \cdot T_4^{b_5}}$$

Аналогичные формулы можно получить и для других параметров. Так, для вычисления тяги оптимизированная регрессионная зависимость имеет следующий вид:

$$R = K_R \frac{P_{\text{ак}}^{d_1} \cdot n_o^{d_2} \cdot P_k^{d_3}}{T_{\text{ак}}^{d_4} \cdot T_4^{d_5}} \cdot (L_{\text{двГТ}} + L_{\text{двГТФ}})^{d_6}$$

Коэффициент суммарного избытка воздуха в дополнительной камере сгорания можно вычислить по следующему выражению:

$$\alpha_{\Sigma} = K_{\alpha} \frac{P_{\text{ак}}^{c_1} \cdot n_o^{c_2} \cdot P_k^{c_3}}{T_{\text{ак}}^{c_4} \cdot T_4^{c_5} \cdot L_{\text{двГТФ}}^{c_6}}$$

Характерной особенностью этих зависимостей является их высокая точность как на установившихся, так и на переходных режимах во всей области высотно-скоростных режимов работы в процессе всего жизненного цикла двигателя.

Результаты экспериментальной проверки этих алгоритмов приведены в статье авторов, опубликованной в журнале "Двигатель" № 3 - 2002 г. Численные значения степенных показателей a_i, b_i, c_i, d_i являются постоянными и не зависят ни от индивидуальных особенностей конкретного экземпляра данного типа двигателя, ни от режимов полета, ни от деформации характеристик узлов двигателя в процессе выработки ресурса. Коэффициент K_i является слабо изменяющейся гладкой функцией, например, приведенной частоты вращения $K_n = f(n_{\text{пр}})$. В большинстве случаев он может быть заменен постоянной величиной. Для удобства программирования и экономии вычислительных ресурсов бортового цифрового вычислителя степенная зависимость алгоритма может быть заменена логарифмической.

Использование статистических алгоритмов формирования текущих значений параметров работы двигателя позволяет применять комбинированные системы управления, совмещающие статистическую оптимизацию обобщенного вектора желаемых значений выходных характеристик двигателя, задаваемых экипажем или системой управления полетом с локальными замкнутыми контурами регулирования, которые адаптируются к изменению динамических характеристик двигателя. Такая система управления двигателем позволяет органично согласовать её с системой управления летательного аппарата, т.е. включить систему управления двигателем в объединенную (интегрированную) систему управления самолета. Это дает возможность более полно использовать возможности двигателя и согласовать его характеристики с потребностями полетного задания и условиями применения самолета.

Высоконадёжное гидродневномеханическое управление жизненно важными функциями двигателя

Авторы данной статьи предлагают обеспечить выполнение этой задачи с помощью гидродневномеханического регулятора, работающего в составе электронной системы управления с полной ответственностью типа FADEC.

Главными отличиями описываемого регулятора от существующих агрегатов данного назначения являются:

- суперширокий диапазон регулирования расхода топлива - $G_{\text{max}}/G_{\text{min}}=50$;
- высокая точность регулирования расхода топлива - $G_{\text{max}}=4,5 \text{ кг/с} \pm 1 \%$, $G_{\text{min}}=0,09 \text{ кг/с} \pm 2 \%$;
- жёсткое ограничение величины обратного перепуска топлива из регулятора в насос на пониженных режимах работы дви-

гателя - $G_{сл. \max} < 0,03$ кг/с при расходе топлива в двигатель $G_{топл} = 0,09$ кг/с;

- максимальная простота - все функции регулятора выполняются восемью подвижными элементами, в числе которых только две прецизионные золотниковые пары.

Согласно результатам расчетов, это позволит повысить наработку системы управления в целом до 250...300 тыс. ч на отказ, приводящий к выключению двигателя.

При работе на всех стационарных и переходных режимах во всех условиях полёта регулятор выполняет следующие функции:

1) автоматически дозирует потребный двигателю расход топлива в зависимости от команд электронной части системы управления (ЭСУ), положения рычага управления двигателем (РУД) и текущих значений определяющего внутривысшего параметра - коэффициента избытка воздуха в камере сгорания ($\alpha_{кс}$);

2) осуществляет автоматическую защиту двигателя от перегрева топливной системы и помпажа компрессора при срывах рабочего процесса в агрегатах;

3) обеспечивает возможность ручного управления двигателем в случаях отказа электронной части системы;

4) позволяет осуществить выключение двигателя с помощью стоп-крана и электромагнитного клапана.

Важной особенностью данного регулятора, существенно повышающей надежность всей системы управления, является способность плавного перехода на ручное управление (без переключения) в случае отказа цифровой части.

В состав регулятора входят следующие узлы:

- дозирующий золотник (ДЗ);
- клапан постоянного перепада давления (КПП);
- стоп-кран (СТК) с рычагом останова двигателя (РОД);
- пропорциональное электромагнитное реле (ПЭР);
- исполнительное устройство электронной части системы управления (ЭСУ);
- винт перенастройки регулятора (ВНР) по командам от рычага управления двигателем (РУД);
- электромагнитный клапан электроостанова двигателя (ЭМК);
- эжектор стабилизированного слива (ЭСС);
- два мембранных повторителя давления (ПДК и ПДФ).

Исполнительные элементы регулятора (ДЗ и КПП), дозирующие расход топлива, подаваемого в форсуночный коллектор двигателя, включены в основной расходный канал регулятора последовательно. Клапан постоянного перепада поддерживает на окнах дозирующего золотника и жиклёре минимального расхода постоянный перепад давления $\Delta P_{кпп}^* = 9$ кгс/см². Дозирующий золотник открывается под действием управляющего перепада давлений топлива $\Delta P_{упр}$, приложенного к торцевым поверхностям:

$$\Delta P_{упр}^* = P'_{\phi} - P_{упр}$$

Здесь P'_{ϕ} - давление топлива, сформированное мембранным повторителем давления воздуха за компрессором (ПДК), $P_{упр}$ - управляющее давление топлива в пружинной полости дозирующего золотника.

Функционирование ПДК обеспечивает равенство $P'_{\phi} \cong P_{к}$, где $P_{к}$ - давление воздуха за компрессором двигателя. Работа гидравлического редуктора управления регулятором (ГРУ), состоящего из сопел - заслонок, винта перенастройки регулятора от РУД и пропорционального электромагнитного реле электронной части системы (ЭСУ), обеспечивает линейную зависимость управляющего давления $P_{упр}$ от давления топлива перед форсунками P_{ϕ} :

$$P_{упр} = I_{упр} \cdot (P_{\phi} + \Delta P_{кпп}^*) + (I - I_{упр}) \cdot P_{ссл}$$

где $P_{ссл} = 0,22$ кгс/см² - давление стабилизированного слива, поддерживаемое постоянным с помощью эжектора (ЭСС),

$I_{упр}$ - передаточное число редуктора управления. Величина $I_{упр}$ является функцией командных сигналов $I_{упр} = f(\alpha_{руд}, I_{ЭСУ})$. Здесь $\alpha_{руд}$ - угол поворота РУД, $I_{ЭСУ}$ - сила тока в обмотках пропорционального электромагнитного реле ПЭР.

Таким образом, в схеме регулятора с помощью простого гидродинамического вычислительного устройства типа моста Уитстона реализован всережимный алгоритм управления подачей

топлива в двигатель по коэффициенту избытка воздуха в камере сгорания $\alpha_{кс} = idem = f(\alpha_{руд}, I_{ЭСУ})$.

Благодаря этому во всех эксплуатационных условиях обеспечивается высокоточное дозирование топлива, эффективная противопомпажная и тепловая защита двигателя. Указанный алгоритм работы регулятора сформирован в его функциональной схеме путем измерения косвенных параметров (P_{ϕ} и $P_{к}$) без прямого измерения и задания величины регулируемого параметра $\alpha_{кс}$.

Устройство и принцип действия остальных узлов регулятора не требуют специальных пояснений. Укажем только, что повторитель давления топлива перед форсунками (ПДФ) введен в схему регулятора для компенсации погрешностей дозирования топлива, вызываемых небольшим переменным протоком его по кольцевому зазору нижнего пояса золотника КПП. Для тех же целей служит введенный в схему регулятора высокоэффективный гидрозамок, препятствующий потоку топлива по кольцевому зазору верхнего пояса дозирующего золотника. Повторитель давления ПДФ обеспечивает приблизительное равенство давлений P'_{ϕ} , P_{ϕ} и $P_{к}$.

Значения основополагающих конструктивных параметров регулятора, применительно к двигателю GE-90, сведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры регулятора для двигателя GE90		
	Дозирующий золотник	Золотник КПП
Диаметр, мм	25/22	24
Ход, мм	28	12
Жёсткость пружины, кгс/см ²	4	1
Начальная затяжка, кгс	2	40
Ширина окон, мм	2...10	4 треуг. окна 6x12 мм

Расчётные характеристики и условия работы регулятора в составе гипотетического двигателя представлены в таблице 2.

Таблица 2

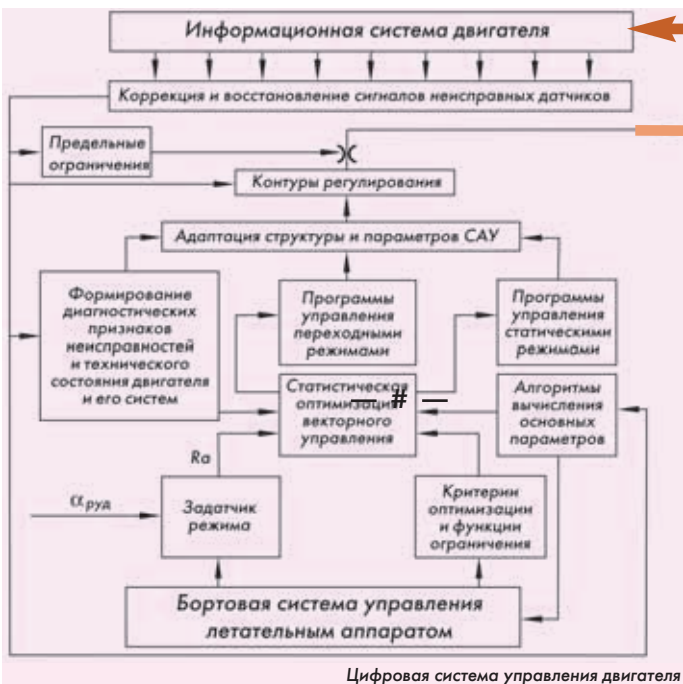
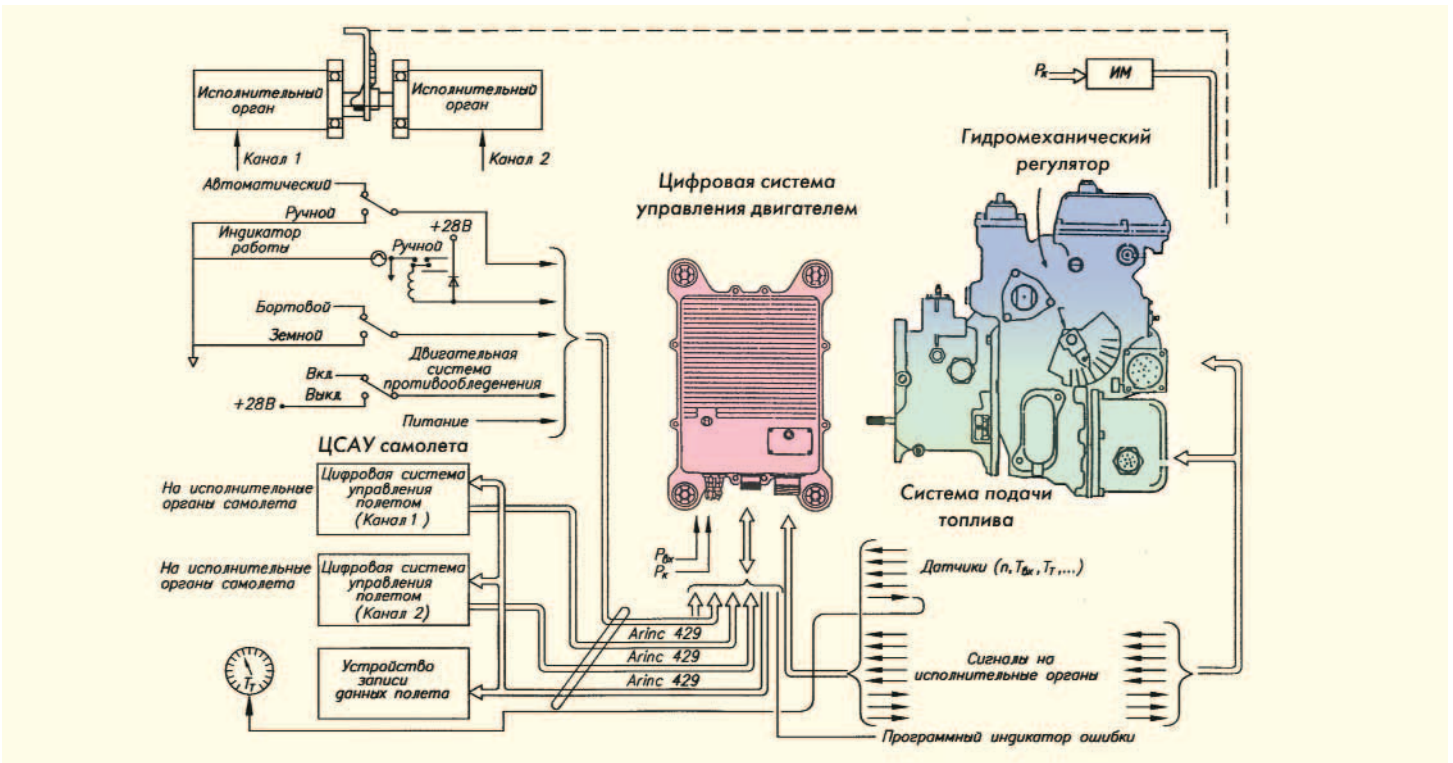
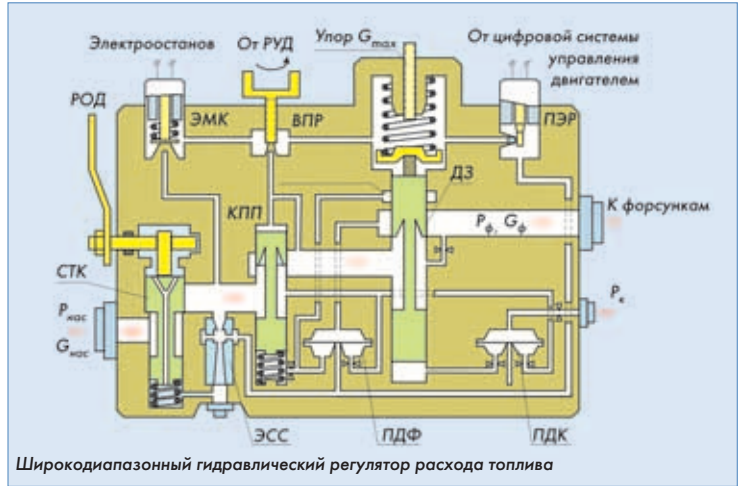
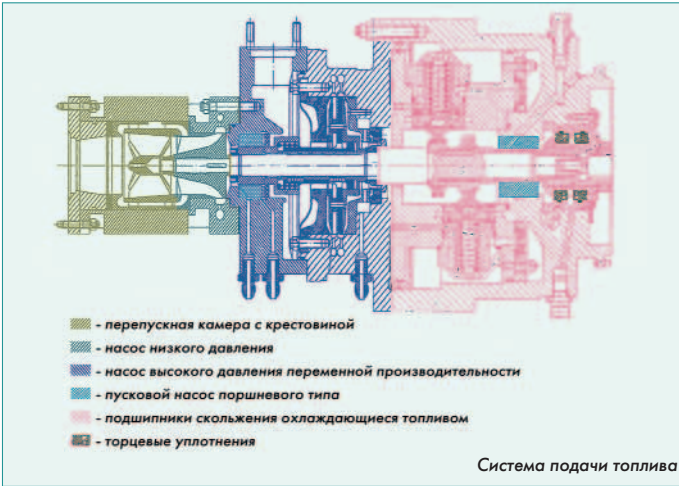
Режимы	Земной запуск	Земной малый газ	Максимальный взлётный	Крейсерский Н=11 км, М=0,8	Высотный запуск, Н=8 км	Высотный малый газ
n , % от взл.	10	60	100	85	7	70
G_T , кг/с	0,09	0,2	4,5	0,8	0,09	0,1
$P_{к}$, кгс/см ²	1,54	4,8	39,6	9,6	-	0,1
P_{ϕ} , кгс/см ²	1	5	100	13	0,1	4
$\Delta P_{рег}$, кгс/см ²	21	29	29	52,5	22	41
$\Delta P_{упр}$, кгс/см ²	-	2,3	30,1	20,6	-	-
$h_{дз}$, мм	-	1,7	28,1	19	-	-
$f_{рег}$, мм ²	-	6,67	150	82,67	-	-
$G_{сл. рег}$, кг/с	0,02	0,02	0,166	0,033	0,02	0,02

Проведенные расчёты характеристик регулятора свидетельствуют, что запас статической устойчивости составляет 18...41 %, бросок расхода топлива при приёмистости - 78 %, а давление стабилизированного слива $P_{ссл} = 0,25$ кгс/см².

Высокоресурсная система подачи топлива в двигатель

Авторы статьи предлагают реализовать такую систему в виде насосного агрегата (НА), главными отличиями которого являются:

- суперширокий регулируемый диапазон изменения подачи топлива - $G_{\max}/G_{\min} = 50$ ($G_{\max} = 4,5$ кг/с ± 1 %, $G_{\min} = 0,09$ кг/с);
- сохранение работоспособности на максимальном и минимальном по расходу режимам работы при снижении абсолютного давления топлива на входе в НА до $P_{вх} = P_{н} + 0,15$ кгс/см² даже при наличии в топливе растворённого газа $Q_v/Q_{ж}$ до 50 %;
- применение единого для привода всех рабочих колёс НА вала с охлаждением и смазкой его подшипников скольжения топливом;
- сброс утечек топлива из регуляторов основного, форсажного контуров и исполнительных органов, служащих для изменения геометрических параметров двигателя, на вход насоса высокого давления;
- максимальная простота конструкции и применение сверх-



твёрдых сплавов для трущихся поверхностей подшипников, что позволит, по расчётным оценкам, достигнуть ресурса 30 000 ч до капитального ремонта.

При работе в составе двигателя на всех стационарных и переходных режимах НА выполняет следующие функции:

- подаёт требуемое количество топлива с необходимым давлением в соответствии с сигналами от электронной части системы управления (ЭСУ), положением рычага управления двигателем (РУД) и текущими значениями определяющего внутривдвигательного параметра - например, коэффициента избытка воздуха в камере сгорания ($\alpha_{кс}$);

- осуществляет подачу топлива в регуляторы при запуске двигателя с давлением выше 20 кгс/см² и частоте вращения вала турбокомпрессора выше 7 % от n_{max} ;

- обеспечивает функционирование НА при отключённом бустерном насосе и с растворёнными в топливе газами до $G_r/G_{ж} = 50$ %;

- осуществляет переключение лопастей насоса высокого давления в зависимости от режима работы НА для минимизации подогрева топлива в топливной системе при работе двигателя на режиме с малыми и умеренными расходами топлива.

В состав НА, предлагаемого авторами данной статьи, входят следующие узлы:

- насос низкого давления (ННД);
- перепускная камера с крестовиной (ПК с К);
- насос высокого давления переменной производительности (НВДПП);
- пусковой насос поршневого типа (ПНПТ);
- подшипники скольжения, охлаждаемые топливом (ПС);
- торцевые уплотнения (ТУ).

Насос низкого давления включен в контур подачи топлива первым. Исключение кавитационных автоколебаний на максимальных по расходу топлива режимах обеспечивается благодаря применению рабочего колеса с непрерывным плавным переходом лопастей рабочего колеса из осевого направления в радиальное, а устойчивая работа без возникновения автоколебательных режимов на минимальных по расходу топлива режимах обеспечивается перепускной камерой с крестовиной. Экспериментальные исследования показали, что благодаря такой конструкции ННД устойчиво работает на двухфазном авиационном топливе при наличии во всасывающем трубопроводе свободных газов до 63 % по объёму жидкости при $(P_{вх} - P_{п}) = 0,022$ МПа на наихудшем режиме работы. В статье "На пути к всережимному топливному насосу", опубликованной в журнале "Двигатель" № 6 - 2001 г., приведены подробные характеристики такого ННД.

Пусковой насос поршневого типа - нерегулируемый по производительности с звёздообразным (радиальным) расположением поршней. Максимальное давление нагнетания 26 кгс/см², рабочее давление нагнетания 20...24 кгс/см², производительность насоса должна быть не менее 0,25 кг/с при частоте вращения вала насоса, равной 1890 об/мин. В корпусе поршневого насоса расположен эксцентриковый вал и семицилиндровый блок с установленными в нём поршнями. На внешней стороне корпуса размещены пять штуцеров для всасывания, нагнетания в выходной трубопровод, подачи управляющего давления к устройству выключения поршней из работы от гидравлической системы управления работой НА, подвода керосина к подшипникам и сброса утечек топлива из полости между торцевыми уплотнениями.

Характеристики ПНПТ:

- диаметры поршней - 22 мм;
- ход поршней - 5 мм;
- рабочий диапазон изменения частоты вращения вала насоса - (1800...12 000) об/мин;
- величина перепускаемого расхода топлива с выхода насоса на его вход - 1,1 кг/с (при $n = 12 000$ об/мин);
- общий к.п.д. = 0,8 при $n = 1890$ об/мин.

При достижении частоты вращения вала насоса 12 000 об/мин (что для двигателя GE-90 меньше $n_{дв}$ малого газа) пусковой насос отключается. Для этого система управления НА

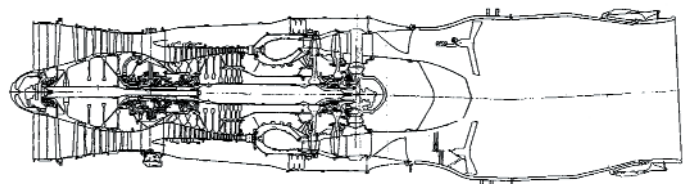
подаёт высокое давление керосина от трубопровода нагнетания топлива в полость отключения поршней. Все поршни поднимаются вверх и выходят из контакта с эксцентриковым валом. Необходимое для двигателя давление и расход топлива обеспечивается центробежным насосом.

Центробежный насос переменной производительности высокого давления подает топливо с высоким давлением и минимально возможным его подогревом. Для снижения подогрева топлива в конструктивной схеме наряду с традиционными лопастями используются дополнительные лопасти меньшего внешнего диаметра, предназначенные для создания умеренного давления и являющиеся продолжением основных лопастей. Приводной диск, имеющий прорези под лопасти, размещен внутри рабочего колеса и может перемещаться по сигналам системы управления НА с помощью специального привода.

Описание конструкции НВДПП, его расчётные и экспериментальные характеристики даны в статье "Высокоэффективные лопастные насосные агрегаты для ГД гражданской авиации", опубликованной в журнале "Двигатель" № 5 - 2001 г. В последнее время были получены дополнительные расчётные и экспериментальные характеристики, которые не вошли в указанную статью. Результаты исследований показывают, что подогрев в системах подачи топлива двигателями GE-90 и AL-31Ф при применении НВДПП на режимах полётного малого газа двигателя может быть снижен до 25...30 °С, в то время как при применении в качестве насоса высокого давления традиционного шестерённого насоса подогрев составляет 90...60 °С. Это стало возможным благодаря применению в НВДПП двух отдельных отводов для лопастей большого и малого диаметров.

Таким образом, предложенные авторами настоящей статьи три новых технологии для вновь создаваемых и модернизируемых двигателей позволяют успешно решить несколько ключевых задач, а именно:

- обеспечить оптимальные характеристики двигателя во всех условиях полета и стабильность высотно-скоростных характеристик в процессе выработки ресурса двигателя;
- обеспечить более органическую (по тяге) интеграцию системы управления двигателя с системой управления полетом;
- повысить эффективность использования топлива на форсированных режимах путем точного выдерживания a_{Σ} , что на больших скоростях полета даст возможность увеличить тягу примерно на 2...3 %, а при умеренном форсировании - повысить экономичность двигателя до 4,5 % по сравнению с традиционным управлением по параметру G_T/P_K ;
- обеспечить наработку на отказ системы управления, приводящей к выключению двигателя, до 300...350 тыс. лётных часов и тем самым существенно повысить безопасность и надежность силовой установки и самолета в целом;
- снизить уровень абсолютного давления на входе в двигатель до $P_{вх} = P_{п} + 0,22$ кгс/см² при наличии растворённого газа в топливе до $Q_r/Q_{ж} = 50$ %;
- обеспечить подачу топлива с давлением выше 20 кгс/см² при запуске двигателя начиная от $n = 7$ % от n_{max} ;
- снизить подогрев керосина в топливных системах двигателей;
- сократить примерно на 25...30 % затраты на эксплуатацию и ремонт двигателя путем перехода на эксплуатацию по техническому состоянию. ▲



17 октября 2002 г. в актовом зале инженерного корпуса Коломенского завода состоялось торжественное собрание, посвященное 100-летию создания конструкторского подразделения на предприятии. На собрании кроме работников завода присутствовали представители многих организаций, работа которых тесно связана с предприятием и его конструкторским отделом (ныне "Управлением главного конструктора по машиностроению").

Первым выступил генеральный директор ОАО ХК "Коломенский завод" В.Н. Власов. Он поблагодарил конструкторов, особенно кадровых, за создание прочной конструкторской базы и пообещал содействовать в воплощении их идей. Главный конструктор В.А. Рыжов рассказал о творческом пути, пройденном коллективом Управления.

Он отметил, что в настоящее время спрос на коломенские дизели опережает возмож-

ности завода, требует приложения определенных усилий для своевременного выполнения заказов и, самое главное, создания конструкторских заделов на перспективу.

Конечно, победа коломенцев в тендере на поставку дизелей в Германию заслуживает высокой оценки, тем более что в тендере участвовали такие известные дизелестроительные фирмы, как немецкая MAK KRUPP и американская Caterpillar. Но технический прогресс не останавливается - продолжают ужесточаться требования по уровню выбросов вредных веществ, топливной экономичности, надежности, удельным характеристикам и т.д. По этим направлениям еще предстоит многое сделать.

В ознаменование юбилея большая группа конструкторов Управления была награждена Почетными грамотами министра промышленности, науки и технологий и губернатора Московской обла-



сти. Атмосферу праздника создавали также многочисленные поздравления и подарки, которые были вручены гостями праздника руководителям Управления главного конструктора завода. П

Редакция журнала "Двигателестроение" совместно с руководством ЦНИДИ при поддержке Минпромнауки продолжает подготовку к проведению в Санкт-Петербурге всероссийского Конгресса двигателестроителей, который намечен на 17-19 июня 2003 г.

На Конгрессе намечается рассмотрение современного состояния двигателестроения в России и отработка необходимых мер, направленных на развитие про-

изводства и повышение технического уровня продукции, включая дизельные, газовые, бензиновые и др. двигатели и силовые агрегаты на их базе для нужд судостроения, тепловозостроения, автотракторостроения, строительно-дорожной, путевой и оборонной техники, малой энергетики и др.

Организаторы приглашают специалистов предприятий, организаций, НИИ, конструкторских бюро, ВУЗов и ве-

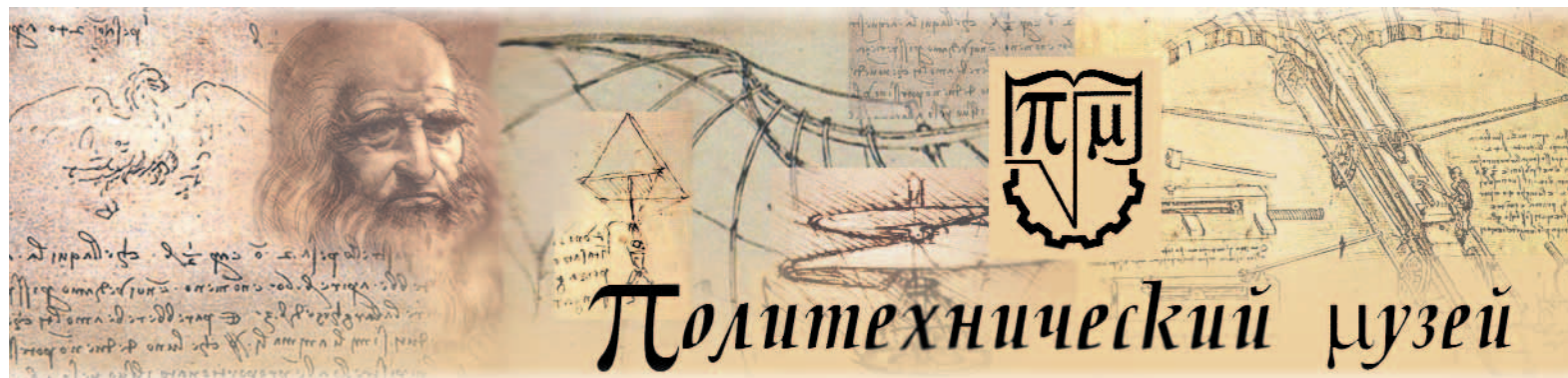
домств (создающих, применяющих, эксплуатирующих и ремонтирующих двигатели) принять активное участие в подготовке и работе Конгресса.

По всем вопросам, связанным с организацией работы Конгресса, просьба обращаться по адресу:

Россия, 196158, Санкт-Петербург, Московское шоссе, 25.

Тел./Факс: 373-2744, 371-2273.

Тел.: 371-6581. П



18 ноября 2002 г.:

Открытие и Пленарное заседание

Новая пл., д.3/4,подъезд 1, Политехнический музей

19 ноября 2002 г.:

Заседание секции "Леонардо да Винчи- ученый, инженер, художник"

Новая пл., д.3/4,подъезд 1, Политехнический музей

Международный симпозиум "Леонардо да Винчи и культура его эпохи"

ул.Волхонка, д.12, ГМИИ им.А.С.Пушкина

20 ноября 2002 г.:

Заседание секции "Творчество Леонардо да Винчи и современность"

Новая пл., д.3/4,подъезд 1, Политехнический музей

Международный симпозиум "Леонардо да Винчи и культура его эпохи"

ул.Волхонка, д.12, ГМИИ им.А.С.Пушкина

21 ноября 2002 г.:

Заседание Круглого стола "Леонардо да Винчи и педагогический процесс"

Новая пл., д.3/4,подъезд 1, Политехнический музей

Организационный комитет Международной научной конференции
"Творческое наследие Леонардо да Винчи"

Организаторы конференции:

Государственный Политехнический музей, Миланский Национальный музей науки и технологии им.Леонардо да Винчи, Российский государственный гуманитарный университет (РГГУ), Институт истории естествознания и техники (ИИЕТ) РАН им. С.И.Вавилова

при поддержке:

Министерства культуры Российской Федерации, ЮНЕСКО, Банка "Диалог - оптим"

при участии:

Московского государственного технического университета (МГТУ) имени Н.Э.Баумана, Института машиноведения им. А.А.Благонравова РАН, Международного центра обучающих систем (МЦОС), Государственного музея изобразительных искусств (ГМИИ) имени А.С.Пушкина, Национального комитета истории искусства, Общества им. Данте Алигьери

Международная научная конференция

"Творческое наследие Леонардо да Винчи"

18 - 21 ноября 2002 года
г. Москва

К 550-летию юбилею со дня рождения Леонардо да Винчи

УЧЕНЫЙ-ОСНОВАТЕЛЬ ИСПЫТАТЕЛЬНОЙ БАЗЫ АВИАЦИОННЫХ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

(К 100-летию со дня рождения Т.М. Мелькумова)



Владимир СКИБИН, профессор, д.т.н.

На здании Учебной лабораторной базы авиационных двигателей Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н.Е. Жуковского с 1977 г. установлена мемориальная доска со словами: "В этой лаборатории с 1955 года по 1969 год работал ее основатель - крупный учёный в области авиадвигателестроения, Заслуженный деятель науки и техники РФ, профессор, доктор технических наук генерал-майор Мелькумов Тигран Меликсетович".

Эта доска напоминает об учёном, который более 40 лет своей жизни посвятил научной, научно-организаторской и педагогической деятельности в области авиационных двигателей, в чем достиг результатов, заслуживающих самой высокой оценки и не утративших своего практического значения до сегодняшнего дня.

Т.М. Мелькумов родился в 1902 г. В 1929 г. он успешно закончил факультет двигателестроения Бакинского политехнического института и после выпуска некоторое время работал ассистентом на кафедре двигателей внутреннего сгорания этого института.

В 1932 г. Научно-исследовательский институт Гражданского воздушного флота (НИИ ГВФ) пригласил Т.М. Мелькумова на работу в Москву на должность начальника моторного отдела. В этом же году он стал по совместительству преподавателем кафедры теории авиационных двигателей Военно-воздушной академии имени проф. Н.Е. Жуковского. В 1939 г. Мелькумов получил звание командира Красной Армии и стал военным преподавателем академии.

Областью научной деятельности Т.М. Мелькумова в то время была теория и конструкция быстроходных авиационных дизелей. Накопленный опыт научно-педагогической и конструкторской деятельности, работа в НИИ ГВФ побудили его приступить к разработке оригинального маломощного авиационного дизеля Д-11, предназначенного для лёгкого самолёта. Двигатель был построен, успешно прошёл все официальные испытания, полностью удовлетворял тактико-техническим требованиям ВВС как по надёжности, так и по основным техническим данным. К сожалению, начавшаяся война прервала работы по внедрению двигателя Д-11 в производство и эксплуатацию.

Оригинальные научные и конструкторские идеи, методики расчетов, разработанные при создании двигателя Д-11, были обобщены в докторской диссертации, которую Т.М. Мелькумов блестяще за-

Виктор КОБЕЛЬКОВ, профессор, д.т.н.

щитил в 1940 г. В 1941 г. ему было присвоено учёное звание профессора. Тогда же он стал начальником кафедры теории авиационных двигателей ВВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского.

Основные результаты своей научной работы Тигран Меликсетович опубликовал в монографиях "Теория быстроходного дизеля" и "Теория быстроходного двигателя с самовоспламенением". Эти книги сыграли значительную роль в развитии и систематизации представлений о рабочем процессе и методах расчёта основных параметров и характеристик авиационных дизелей, нашли широкое признание и практическое применение. Монография "Теория быстроходного дизеля" была переведена на ряд иностранных языков и, в частности, вышла в Англии с предисловием Рикардо (известного специалиста по тепловым машинам), который оценил её как лучшую работу в этой области.

Уже в начале 40-х годов Т.М. Мелькумов понимал, что возможности самолетов с поршневыми двигателями вплотную приблизились к предельным. К этому времени в работах академика Б.С. Стечкина было показано, что прогресс авиации в будущем возможен только при использовании на самолётах воздушно-реактивных двигателей. Осознавая необходимость опоры на фундаментальные теоретические и экспериментальные исследования, в 1943 г. Т.М. Мелькумов внес предложение о создании в академии новой экспериментальной базы, предназначенной для испытаний и исследований авиационных двигателей новых типов. Это предложение было поддержано командованием, и в 1944 г. постановлением Государственного комитета обороны были выделены необходимые средства на строительство и оснащение Моторной испытательной станции (ныне именуемой Учебной лабораторной базой авиационных двигателей). Т.М. Мелькумов привлек к работам по проектированию Гипроавиапром, организовал группу из высококвалифицированных сотрудников кафедры и двигательной лаборатории, которая разрабатывала основные технические требования к проектируемым установкам, а в дальнейшем контролировала ход строительства, формировала заказы на лабораторное оборудование, проводила приёмку смонтированных стендов. В 1945 г. проектирование было в основном завершено, а в следующем году началось строительство, занявшее девять лет. В составе и параметрах лабораторных установок чётко отразилось научное предвидение Тиграном

Меликсетовичем перспектив развития авиадвигателестроения на многие годы. Он вложил в проекты такие фундаментальные инженерные решения, которые позволяют и в настоящее время (при некоторой модернизации) проводить экспериментальные исследования сложных проблем современного двигателестроения.

Отлично понимая перспективность космических и воздушно-космических летательных аппаратов, Т.М. Мелькумов ещё в 60-х годах добился развития лабораторной базы в этом направлении. В содружестве с ОКБ, возглавляемым М.М. Бондарюком, был спроектирован и построен уникальный стенд для исследований моделей входных устройств гиперзвуковых летательных аппаратов, на котором были проведены эксперименты при числах M потока, достигающих 5...7. Многолетнее сотрудничество с ОКБ С.П. Королёва привело к созданию специальной вакуумной установки для изучения рабочего процесса и определения характеристик электроплазменных двигателей. Результаты этих исследований используются и в настоящее время при создании космических аппаратов.

Особенно ярко научные и организаторские способности Т.М. Мелькумова проявились в Центральном институте авиационного моторостроения (ЦИАМ). В 1946 г. он был назначен заместителем начальника ЦИАМ, а в 1947 г. - начальником института. Данному назначению предшествовало обсуждение деятельности ЦИАМ на коллегии Министерства авиационной промышленности. Ввиду ЦИАМ ставилось то, что институт своевременно не сориентировал авиационную промышленность на переход к новой реактивной технике. Сейчас трудно представить себе, насколько сложны, ответственны и болезненны были задачи, которые пришлось решать Т.М. Мелькумову. Следовало в кратчайшие сроки осуществить переквалификацию специалистов института на тематику, связанную с реактивными двигателями, провести организационную перестройку всего института, создать структуру, способную обеспечивать решение новых проблем, в большом количестве возникших при создании и эксплуатации реактивных двигателей. В период 1947-1948 гг. при участии Т.М. Мелькумова в ЦИАМ было создано несколько тематических лабораторий по новым направлениям и переориентированы на решение задач по реактивной технике многие из существующих лабораторий. Начальником одной из вновь созданных лабораторий ЦИАМ (лаборатории горения) стал сам Т.М. Мелькумов. Много внимания уделял Тигран Меликсетович методическим вопросам исследований, проводимых как в институте, так и в ВВИА. Он требовал практического выхода из результатов научных исследований, получения конкретных рекомендаций для промышленности или других организаций. Положительный результат от всей проделанной работы проявился в том, что в 1947-1950 гг. 15 научных сотрудников ЦИАМ были удостоены Государственных премий, в их числе и сам Т.М. Мелькумов.

Для устранения параллелизма в работе и сосредоточения научных исследований на задачах, связанных с главными путями развития реактивной авиации и ракетной техники, в период с 1948 г. по 1952 г. по решению правительства ЦИАМ и НИИ-1 были объединены. Возглавил объединенный институт Т.М. Мелькумов. Такое объединение создало определённые проблемы в работе, но организаторский талант Тиграна Меликсетовича обеспечил их преодоление. Был разработан новый тематический план объединенного института, чётко разграничены направления деятельности научных лабораторий, рационально расставлены научные кадры, привлечены к руководству ряда научных подразделений молодые, талантливые учёные.

Велик вклад Т.М. Мелькумова в развитие экспериментальной базы ЦИАМ. Имевшиеся в ЦИАМ экспериментальные установки в основном предназначались для поршневых двигателей. Надо было создавать принципиально новую, рассчитанную на длительную перспективу, энергетически мощную экспериментальную базу. Под руководством и при непосредственном участии Т.М. Мелькумова к

1949 г. были разработаны предложения и составлены технические обоснования на строительство специального испытательного центра для нужд авиационной промышленности и ВВС. О масштабности этого замысла можно судить по величине мощности электроэнергии, необходимой для обеспечения работы его установок. Мощность электроэнергии, потребляемой ЦИАМ в те годы, составляла около 18 МВт. В новом проекте обосновывалась потребность в 250 МВт электроэнергии. В мае 1949 г. Т.М. Мелькумов совместно с академиками М.В. Келдышем, Л.И. Седовым и А.М. Люлька обратился к правительству СССР с письмом, в котором предлагал создать новую экспериментальную базу ЦИАМ, предназначенную для проведения исследований, испытаний и доводки новых реактивных двигателей и их агрегатов.

В 1950 г. в поселке Тураево вблизи Москвы ЦИАМ получил земельный участок, на котором и было развёрнуто строительство. Оно проходило трудно и было в основном завершено в 1956 г. уже при другом начальнике ЦИАМ (Г.П. Свищёве). Созданная Тураевская экспериментальная база ЦИАМ и сегодня является уникальной, крупнейшей в Европе; по своим возможностям она не уступает аналогичным базам в США. В 1968 г. коллективу работников, принимавших активное участие в создании этой базы, в их числе и Т.М. Мелькумову, была присуждена Государственная премия.

В связи с тяжёлым заболеванием в 1951 г. Т.М. Мелькумов оставил работу в ЦИАМ, но преждем продолжал работать в ВВИА. Глубоко понимая роль ракетных двигателей в развитии ракетно-космической техники, Т.М. Мелькумов в 50-х годах развернул на возглавляемой им кафедре исследования по довольно широкому кругу теоретических проблем. Наиболее значительные результаты были получены при исследованиях охлаждающих свойств криогенных компонентов ракетных топлив (кислорода, аммиака и водорода). Была показана принципиальная возможность использования криогенных компонентов для охлаждения стенок камер сгорания ЖРД, выявлены физические особенности процесса теплообмена и выработаны конкретные рекомендации для расчётов систем охлаждения ЖРД. За цикл этих исследований Т.М. Мелькумов с группой сотрудников кафедры в 1965 г. был удостоен золотой медали и премии имени Н.Е. Жуковского первой степени.

В 60-х годах под руководством и при участии Т.М. Мелькумова был поставлен учебный курс по теории ракетных двигателей и написан ряд учебников, соавтором и редактором которых он был. Так, в учебнике "Теория двигателей", написанном в 1962 г. совместно с Н.И. Мелик-Пашевым, он впервые в нашей стране в систематизированном виде изложил основные вопросы, касающиеся применения ядерной энергии в авиационных и ракетных силовых установках. В 1968 г. вышла в свет монография "Ракетные двигатели", одним из авторов которой был Т.М. Мелькумов.

Когда в 1961 г. академия приступила к обучению группы первых космонавтов, Т.М. Мелькумов принимал самое активное участие в разработке учебного плана их подготовки. Им были написаны учебные пособия и прочитан космонавтам лекционный курс по одной из дисциплин.

В 1969 г. Т.М. Мелькумов закончил службу в Вооружённых силах, ушел с должности начальника кафедры, но не прекратил напряжённой работы. Благодаря своему высокому научному авторитету он избирался членом секции машиностроения Комитета по Ленинским и Государственным премиям, председателем секции авиационного Высшей аттестационной комиссии, членом Президиума НТС Министерства высшего и среднего специального образования СССР. Кроме того, он работал в Институте истории естествознания и техники АН СССР и в НИИ нормализации и стандартизации машиностроения. Тигран Меликсетович взял на себя труд редактора-составителя трёхтомного издания "Пионеры реактивной техники".



...РАВНОГО КОТОРОМУ НЕТ В МИРЕ



"Сегодня мы открываем авиасалон, равному которому нет в мире. Только Россия в состоянии серийно производить аппараты сразу нескольких классов, соединяющие достоинства современного авиалайнера и судна высокого класса, способные взлетать и садиться даже на неспокойную водную поверхность и выполнять самые различные полетные задания".

Станислав Рынкевич.
Из речи при открытии выставки
"Гидроавиасалон-2002"

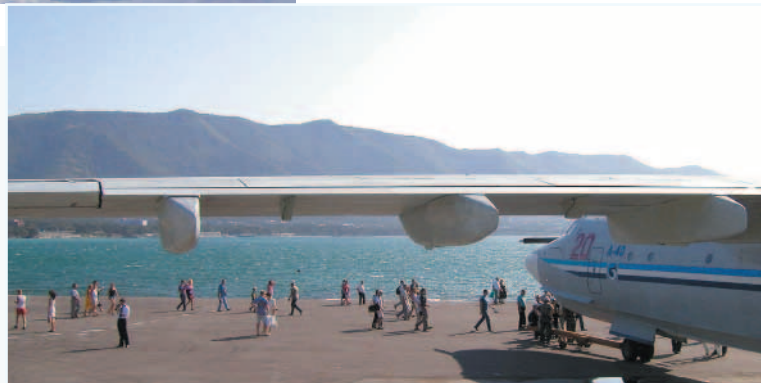
Дмитрий Боев

Гидросамолеты строят практически столько же, сколько вообще существует авиация. Конструкторов всегда привлекала озерная и морская гладь, казавшаяся идеально ровной площадкой. Но... гладкой вода бывает только в тазу. Уже в начале XX века авиастроители столкнулись с проблемой взлета и посадки при волнении. И как только скорость разбега и приводнения превысила рубеж примерно 130 км/ч, выяснилось, что уж лучше "пузом" по кочкам, чем по волнам, которые приобретают бетонную прочность... Таким образом, в гидроавиации: скорость взлета-посадки лимитирована, а возможность работы ограничена волнением водной глади и ее размерами. Главное соображение, которое вновь и вновь заставляет конструкторов проектировать гидропланы, очень простое: уж очень много воды на поверхности Земли, особенно в тех местах, где аэродромов нет и быть не может. И очень значительная часть таких мест у нас, в России. Да еще - в Канаде, да в Южной Америке, да в Океании, да мало ли где... Так что работы "воздушным мореплавателям" хватит.

4 сентября 2002 г. на территории испытательно-экспериментальной базы ОАО "ТАНТК им. Г.М. Бериева" и аэропорта "Геленджик" открылась четвертая Международная выставка и научная конференция по гидроавиации "Гидроавиасалон-2002". Ранее такое мероприятие проводилось трижды здесь же, в Геленджике, в 1996, 1998 и 2000 гг. "Гидроавиасалон-2002" - это около 40 летательных аппаратов различных типов, в том числе самолетов-амфибий, гидросамолетов, вертолетов и самолетов палубного и морского базирования. На открытой стоянке посетители выставки могли увидеть Бе-200, Бе-103, А-40, Бе-12, новые легкие гидросамолеты и самолеты-амфибии различного класса. Другие экспонаты разместились в просторных павильонах и шале общей площадью около 4300 м². Лучшие летчики России, прославившие отечественную пилотажную школу во всем мире, демонстрировали свое мастерство в небе над Геленджикской бухтой. Полеты корабельных истребителей Су-27 покорили красотой и артистизмом всех, от мала до велика.

Выставку открыли руководители Российского авиационно-космического агентства, представители администрации России и Украины, Краснодарского и Ставропольского краев, города Геленджика, а также - предприятий, производящих и эксплуатирующих выставленную технику.

"Звездой салона" уже второй раз подряд, несомненно, являлся Бе-200, ставший результатом тесного содружества ТАНТК им.



Г.М. Бериева, Иркутского АПО и запорожского ОАО "Мотор Сич". На этот раз самолет был представлен в двух экземплярах: посетители могли ознакомиться с первым экспериментальным образцом и первым серийным самолетом, собранным по заказу МЧС. Одновременно с Бе-200 представлялись его прародители и предшественники, также разработанные ТАНТК им. Г.М. Бериева: заслуженный Бе-12П и А-40 - полноценный гибрид морского транспорта с авиалайнером. Этот почти идеальный (но оказавшийся слишком большим) военный авиaperевозчик, последний альбатрос холодной войны, запоздал с рождением. После распада СССР наши военные не стали заказывать серию таких самолетов, а на экспорт их не пустили из-за уникального разнообразия возможностей военно-технического применения. Именно А-40 послужил прототипом для многоцелевого чисто гражданского гидросамолета Бе-200.



По оценкам специалистов ТАНТК, на внутреннем рынке имеется платежеспособный спрос примерно на сотню Бе-200 (на период до 2010 г.). Проработаны различные варианты самолета, в том числе пожарный, поисково-спасательный, пассажирский (вместимость до 72 пассажиров), грузовой. В этом году на салоне был впервые продемонстрирован новый Бе-200ЧС, построенный в комплектации, максимально приближенной к требованиям заказчика - МЧС России. Он оснащен специальным поисково-спасательным оборудованием, позволяющим успешно решать задачи по спасению людей, терпящих бедствие на воде. МЧС планирует использовать самолеты-амфибии Бе-200, прежде всего, для тушения с воздуха лесных пожаров, а также для эвакуации пострадавших и мониторинга прибрежных вод. Контракт на поставку семи самолетов Бе-200 для МЧС России был подписан в мае 2000 г. Последний самолет будет сдан заказчику не позднее конца 2005 г. В настоящее время на ИАПО в различной степени готовности находятся три машины. "Уже в следующем году мы намерены иметь в составе нашего министерства лучшую в мире противопожарную эскадрилью на базе самолетов Бе-200ЧС", - подчеркнул заместитель министра по чрезвычайным ситуациям Юрий Бражников.

Первый летный экземпляр Бе-200, раскрашенный в цвета российского флага, поднялся в воздух 24 сентября 1998 г. и к настоящему моменту провел в воздухе свыше 700 ч. В августе 2001 г. Бе-200 получил сертификат типа по правилам летной годности АП-25, разрешающий его использование для тушения пожаров с воздуха и обучения экипажей. Окончание полной сертификации Бе-200 по АП-25 запланировано на 2003 г. 7 сентября 2002 г. на самолете Бе-200 было установлено девять рекордов.

Большой интерес к Бе-200 проявляют потенциальные зарубежные заказчики. Переговоры о поставках этих самолетов ведутся с КНР, Южной Кореей, Малайзией, Австралией и другими странами Южной Азии. Весной 2002 г. Бе-200 успешно выполнил программу демонстрационных и показательных полетов во Франции и Греции, которые в настоящее время изучают возможность использования Бе-200 для тушения пожаров и решения других задач. Следует особо отметить, что 8 мая 2002 г. президент EADS Райнер Хертрих и президент ОАО "ИАПО" Алексей Федоров (присутствовавшие на выставке) подписали соглашение по объединению усилий в области маркетинга Бе-200 на международном рынке. Самолеты этого типа могут оснащаться двигателями зарубежного производства, например, Rolls-Royce Deutschland BR 715.

Всеобщий интерес вызывало и другое детище таганрогских авиаторов: построенный совместно с КНААПО, изящный как чайка шестиместный гидросамолет Бе-103. Первый полет этого самолета состоялся 15 июля 1997 г., а 26 декабря 2001 г. самолет закончил процедуру сертификации по российским нормам АП-3. В настоящее время специалисты ТАНТК проводят летные и статические испытания Бе-103 для получения сертификата типа по нормам FAR-23. Окончание сертификации по западным нормам запланировано на 2003 г.

Всем хорош гидроплан - и задумкой, и исполнением. Одно только приводит в недоумение: самолет явно ориентирован на западный рынок. В ходе пресс-конференции, которую проводили в Геленджике разработчики и производители машины, в качестве первоочередной задачи они выдвинули организацию активного маркетинга ее в Америке. Звучит заманчиво, только вот придется пробиваться сквозь плотные ряды производителей "Цессн", "Лайкеров" и прочих авиастроителей, усилиями которых этот рынок и был создан. Помнится, туполевцы и ильюшинцы тоже намеревались "двинуть" в том же направлении со своей (к слову, весьма и весьма неплохой) пассажирской авиатехникой, да что-то в последнее время все чаще слышно об обратном процессе...

Во исполнение сформулированной задачи Бе-103 оснащается двумя поршневыми двигателями Teledyne американского производства. Хорошие моторы, спору нет, да вот только работают они на высокооктановом авиационном бензине, который у нас в стране не производят с 50-х годов прошлого века. Значит, увы, сия машина - не для российских озер. И лишь в далекой-далекой



перспективе КНААПО запланировало разработку и постройку однодвигательного варианта самолета Бе-103 с российским двигателем М-14. Не самый удачный мотор для такой машины, но зато он вот уже много лет эксплуатируется на "Яках", производится в Воронеже и работает на низкооктановом топливе.

В ОКБ им. П.О. Сухого из положения вышли проще: вспомнили о существовании надежнейшего чешского поршневого мотора. В результате возник Су-38Л, сельскохозяйственный вариант. Взлетать он может чуть ли не с пашни, проблем в пилотировании - минимум, заправляется из одной колонки с "Жигулями". Су-38Л ежедневно бороздил небо Геленджика в ходе салона. Хорошо так летал, основательно, как и должен: по-крестьянски.

Во время работы выставки на самолетах различного типа было выполнено более 110 полетов общей продолжительностью более 34 ч. Самолет-амфибия Бе-200, например, в процессе этих полетов установил 18 мировых рекордов в классах С-3 (самолеты-амфибии) и С-2 (гидросамолеты). Впервые в условиях полета над морем оба Бе-200 летали с двигателями Д-436ТП запорожского производства. Награды, врученные на салоне генеральным директором ТАНТК Геннадием Панатовым генеральному конструктору МКБ "Прогресс" Федору Муравченко и генеральному директору ОАО "Мотор-Сич" Вячеславу Богуслаеву, свидетельствовали о значимости вклада украинских авиастроителей в развитие гидроавиации России. Вместе с награжденными чувствовали и генерального директора АССАД Виктора Чуйко, немало сделавшего для сохранения деловых связей авиастроителей России и Украины.

...А Москву и Питер в это время заволакивало дымом горящих болот Мещеры и Карелии. Не было видно домов на противоположной стороне нешироких улиц. Автомобильные пробки перекрыли практически все дороги в городах. Аэропорты время от времени объявляли о прекращении функционирования из-за ограниченной видимости. А реальный кандидат в воздушные пожарные, который мог бы прекратить все это безобразие за один-два дня работы, при полном восторге публики исправно поливал гладь Геленджикской бухты. Ограниченный полетный сертификат давал возможность летать, но еще не позволял работать всерьез: перевозить грузы и людей, тушить пожары и пр. "Законы летные строги, и нарушать их не моги" - сертификация продолжается. Остается только надеяться на то, что эта работа с учетом последствий жаркого лета 2002 г. будет всемерно ускорена. **А**





Владимир Котельников
Александр Медведь

АВИАЦИОННЫЕ ДИЗЕЛИ, ИЛИ ТЕРНИСТЫЙ ПУТЬ А.Д. ЧАРОМСКОГО

(Окончание. Начало в № 2 - 4 - 2002 г.)

В интересах демонстрации боевых возможностей Ер-2 с доработанными дизелями АЧ-30Б летчик-испытатель А.Д. Алексеев вновь предложил осуществить беспосадочный перелет Иркутск-Москва протяженностью 5350 км (расстояние от Иркутска до Москвы по прямой - около 4500 км). Для беспосадочного перелета решили использовать один из четырех построенных самолетов Ер-2ОН. Эта машина "особого назначения" (отсюда индекс ОН в названии) представляла собой пассажирский вариант бомбардировщика с повышенной комфортабельностью. Заводские испытания машины были начаты в феврале, а 16 апреля 1945 г. первый Ер-2ОН под управлением Алексеева совершил успешный беспосадочный перелет из Иркутска в Москву, затратив на это 15 ч. 30 мин.

Работы по созданию самолетов "особого назначения" производились на основании приказов НКАП от 6 и 17 марта 1944 г., которые предусматривали также создание двух вариантов комфортабельных 14-местных пассажирских машин на базе Пе-8: с дизелями АЧ-30Б (две машины) и с бензиновыми моторами АШ-82ФН (две машины). Реализован был только "дизельный" вариант, да и то спустя целый год после получения задания. Самолеты Пе-8 АЧ-30Б зав. № 42612 и 42712 были готовы к концу войны, когда ВВС практически утратили заинтересованность в этих машинах. Одну из них "приватизировал" наркомат авиапромышленности для своих нужд, а вторая отправилась-таки в 45 тбад. Впрочем, в июле 1946 г. самолеты Пе-8 всех модификаций уже не числились в составе Дальней авиации: часть их была списана, а другая - передана Полярной авиации.

Транспортный самолет Пе-8ОН с моторами АЧ-30Б



Но вернемся к Ер-2. Среди интересующихся историей отечественной авиацией весьма распространенной является байка о невероятно большом количестве "Еров", чуть ли не "вымоотивших" своими горбатыми фюзеляжами путь от Иркутска до Москвы. Косвенно это бросает тень и на дизелистов заводов № 45 и 500. Как же обстояло дело на самом деле?

По состоянию на 30 декабря 1944 г. пять авиакорпусов АДД (1, 2 и 3-й гвардейские, 6 и 8-й) успели принять 34 бомбардировщика. Еще пять машин сидели на аэродромах сибирской трассы (два в Красноярске, по одному в Омске, Ян-уле и Казани). В январе 1945 г. из-за испортившейся погоды на маршруте Иркутск - Красноярск - Омск - Свердловск и необходимости выполнения доработок, связанных с заменой фонарей кабины пилотов, ни одна из машин не перегонялась, зато в феврале, марте и апреле ВВС КА получили 33, 30 и 41 самолет, соответственно. В мае-сентябре 1945 г. экипажи 73-й вад перегнали по сибирской трассе еще 80 машин. Можно было подвести итоги: за 15 месяцев работы было переброшено 218 Ер-2, в авариях и катастрофах оказались потерянными 11 машин, да еще 10 бомбардировщиков находились "на вынужденной", вне аэродромов.

Укажем, что разбитых в авариях и катастрофах "аэрокобр" и "пешек" на сибирской трассе лежало намного больше. Другой пример: в период с июля 1941 г. по июнь 1943 г. было потеряно в авариях и катастрофах 12 Ил-4 (ДБ-3Ф) производства Иркутского и Комсомольского-на-Амуре авиазаводов. Кроме того, следует учитывать, что далеко не все потери Ер-2 произошли из-за отказов моторов, немалую роль сыграл и "человеческий фактор", и плохие погодные условия. Таким образом, мнение о сверхвысоком уровне аварийности Ер-2 АЧ-30Б на этапе перегонки на фронт является не вполне обоснованным.

В апреле 1945 г. два полка из семи, вооруженных "Ерами" - 327-й и 329-й *баны* - приняли участие в боевых действиях. Первый боевой вылет оба полка совершили 7 апреля 1945 г. В этот день 17 наиболее подготовленных экипажей приняли участие в дневном массированном налете советской авиации на Кенигсберг. Впоследствии экипажи 327-го и 329-го полков летали на бомбежку Зееловских высот и Берлина. Всего они совершили 14 и 61 боевой самолето-вылет, соответственно. Боевые потери оказались небольшими: один самолет был подбит зенитками и совершил вынужденную посадку на своей территории, второй самолет (пилот Чернойой из 327-го *бана*)

потерпел катастрофу при взлете из-за обстрела группой бандеровцев. От огня зенитной артиллерии получили повреждения еще четыре машины. Все остальные авиополки Ер-2 из 18-й гв. бад и других соединений 18 ВА в боевых действиях в годы Великой Отечественной войны участия не принимали, поэтому роль "дизельных" Ер-2 в победе, полага руку на сердце, можно считать чисто символической.

Впрочем, нарком А.И. Шахурин в своей книге счел необходимым отметить факт участия дизельных Ер-2 в налетах на Берлин и даже привел такую байку: "...У одного из самолетов произошла какая-то "заминка" в двигателе. Двенадцатитонная машина вошла в пике. Наши летчики и противник видели стремительно несшийся к земле бомбардировщик. И вдруг почти у земли самолет сбросил бомбы, точно поразил цель, вышел из пике и взвил в небо. Гитлеровцы поспешили объявить о новом "секретном" самолете русских. А была всего-навсего временная неполадка в дизеле".

По отзывам летного и технического состава полков "материальная часть самолета Ер-2 показала себя надежной и простой в эксплуатации, однако она имела целый ряд конструктивных недоработок...". Важнейшим же недостатком машины специалисты ВВС считали то, что "моторы АЧ-30Б оказались ненадежными, главным образом, по причинам производственного характера..." Аварийность Ер-2 в строевых частях была довольно высокой. Так, в 330-м бап за первые три месяца 1945 г. произошло шесть аварий (из них только одна из-за отказа двигателя), а всего в полку имелось восемь машин. Немалая доля вины лежала на пилотах, прошедших ускоренную подготовку в летных школах по программам военного времени. В целом же отношение экипажей к машине сложилось вполне благожелательным. Штурман А.А. Черниговский из 328-го бап вспоминал: "Машина, как правило, щадила экипаж в случае аварийной посадки, даже если она производилась на лес. Спасали те самые моторы, из-за отказа которых самолет падал, ведь удар приходился в первую очередь на них. Кроме того, дизельный Ер-2 практически никогда не горел - керосин гораздо хуже воспламенялся по сравнению с бензином". По состоянию на 9 мая 1945 г. ВВС располагали 116 Ер-2, из которых только 74 были исправными.

Интересно, что весной 1945 г. на заводе № 500 проводились испытания усовершенствованного варианта АЧ-30Б с ресурсом 200 ч (!) и даже готовился запуск этого двигателя в производство. Выявленные дефекты не драматизировались, считалось, что их устранение - дело ближайшего будущего. И вдруг картина радикально изменилась. Поводом для этого стал массовый брак коленчатых валов, выявленный военпредами завода № 500 в последней декаде апреля 1945 г.

Более того, сразу после окончания войны заметно ужесточились требования ВВС к качеству боевой техники. В мае на аэродроме иркутского авиазавода простаивали десятка полтора планеров Ер-2, законченных производством еще в апреле, поскольку для них отсутствовали годные моторы и маслорадиаторы. Наученное горьким опытом руководство завода № 39 наладило входной контроль дизелей. По-видимому, сказалось, что в апреле при облете самолетов с дизелями АЧ-30Б, изготовленными заводом № 500, произошли два случая обрыва шатунов и один случай заклинивания мотора в воздухе. Теперь военпреды "отсеивали" едва ли не каждый второй доставленный на завод дизель. Вот как выглядела динамика выпуска "Еров" в первом полугодии 1945 г.

Месяц	План	Принято военной приемкой
Январь	30	31
Февраль	35	35
Март	40	41
Апрель	40	40
Май	40	9
Июнь	40	6

По состоянию на 11 июля на аэродроме иркутского завода находились 122 самолета, половина из которых была отвергнута военпредами из-за дефектов винтомоторной группы. Увы, дефекты эти были трудноустраняемыми: тряска моторов при работе на земле и на частичных режимах, а также выбрасывание масла из суфлеров. Районный военпред инженер-полковник Сотник рисовал в своем докладе безрадостную картину: "После неоднократных контрольных полетов и устранения всех выявленных дефектов самолеты принимаются, но никакой уверенности в надежности моторов и безопасности перелета самолета по трассе нет. Дефекты снова появляются через 8-10 часов работы мотора". То, на что в войну "смотрели сквозь пальцы", в мирное время оказалось совершенно неприемлемым.

В июле-августе 1945 г. в 329-м бап были проведены войсковые испытания бомбардировщиков Ер-2, закончившиеся с отрицательными результатами. 24 августа 1945 г. постановлением ГКО приемку Ер-2 прекратили. В соответствии с приказом НКАП № 359 от 31 августа 1945 г. главному конструктору П.О. Сухому и директору завода № 39 давалось два месяца на устранение всех дефектов. 15 ноября три полностью соответствующих требованиям самолета Ер-2ММ (малая модернизация) завод обязан был передать на госиспытания, а в декабре предъявить 20 Ер-2ММ для повторных войсковых испытаний.

Надо что-то менять...

Строго говоря, необходимость резкого улучшения характеристик авиадизеля как в отношении мощности, так и надежности осознавалась еще в 1944 г. Именно в связи с этим придумали форсированный двигатель АЧ-30БФ, отличавшийся от исходного системой впрыска дополнительного топлива (бензина или спирта - испытывались оба варианта) во входные патрубки турбокомпрессоров. Командование ВВС приветствовало появление дизеля с взлетной мощностью 1900 л.с. и номинальной - 1500 л.с. Как указывалось выше, именно такие значения мощности требовались для нормальной эксплуатации заметно потяжелевшего Ер-2.

Наряду с форсированным АЧ-30БФ А.Д. Чаромский еще в начале 1944 г. получил задание на разработку нового мощного дизеля, названного АЧ-31. В соответствии с предъявленными ТТТ, этот двигатель должен был иметь взлетную мощность 1900 л.с. и номинальную - 1500 л.с. на высоте 6000 м. Отличия этой модели от "тридцатки", по замыслу конструкторов, должны были заключаться в следующем:

- новый коленвал с противовесами;
- все шатуны - центральные;
- новый поршень с опущенным верхним поршневым кольцом;
- блок с подводом охлаждающей жидкости к каждому цилиндру в отдельности;
- степень редукции 0,61;
- генератор ГС-1000 установлен в развале блоков цилиндров.

Как видно, с точки зрения конструкции этот вариант дизеля довольно заметно отличался от предшественника. Разумеется, его доводка гарантированно была связана с большими проблемами. Вплоть до конца 1944 г. разработка АЧ-31 далеко не

Авария самолета Ер-2





Директор завода № 45 М.С. Комаров

продвинулась, поскольку ОКБ было занято проблемами серийного АЧ-30Б. И призрак удачи, который забрезжил в отношении АЧ-30БФ, заставил Чаромского пойти на "маленькую" хитрость.

На протяжении 1944 г. АЧ-30БФ с так называемым "двухфазным рабочим процессом" семь раз ставился на длительные испытания, но только в конце года последний образец выдержал 50-часовую гонку. Форсированные дизели, установленные на опытный Ер-2, имели ресурс всего 25 ч. Двигатель ра-

ботал на пределе, особенно его поршневая группа. И все же стремление обеспечить требуемый ресурс, как казалось разработчикам, принесло долгожданные плоды: в марте 1945 г. форсированный дизель зав. № Ж01-6 успешно прошел 100-часовые заводские испытания. Более того, в течение 20 часов он работал на "сверхфорсированных" режимах: при взлетной мощности 2000 л.с. и номинальной 1800 л.с.! Этот экземпляр двигателя заметно превзошел уровень требований, предъявленных к АЧ-31. Поэтому Чаромский решил "объявить в команде замену": с марта 1945 г. вместо АЧ-31 началась разработка так называемого АЧ-31Б, который на самом деле представлял собой АЧ-30БФ с иным передаточным отношением редуктора ($i = 0,61$), усиленным верхним картером, а также немного измененной крыльчаткой турбокомпрессора (ее стали делать методом фрезерования из одной отливки). Кроме того, охлаждение воздуха за турбокомпрессором стали осуществлять не в водо-воздушном, а в воздухо-воздушном радиаторе. Прежний же проект двигателя АЧ-31 "перекрестили" в АЧ-32. Так, относительно "малой кровью", было "выполнено" задание правительства на разработку нового дизеля.

Тогда же, в марте 1945 г. были в быстром темпе, всего за несколько дней проведены 50-часовые заводские испытания первого опытного АЧ-31Б в режиме взлетной мощности 2200 л.с. и земного "номинала" 2000 л.с. Успешное завершение испытаний позволило сделать следующий шаг: в апреле начать 100-часовую "гонку" дизеля зав. № Ж01-2. Еще до их завершения уверенный в успехе Чаромский отправил авиаконструктору С.В. Ильюшину два двигателя АЧ-31Б для установки на самолет Ил-12! В апреле по просьбе А.Н. Туполева два дизеля АЧ-30БФ отправились в ОКБ-156: они предназначались для самолета "67", начало летных испытаний которого планировалось на конец мая. Аналогичные двигатели отправились в Иркутск: на заводе № 39 был изготовлен Ер-2 2АЧ-30БФ, предназначенный для передачи на государственные испытания!

Но именно в этот момент торжества "авиационной дизелестроительной мысли", в мае 1945 г., пришли грустные известия с серийных заводов. На "пятисотом" не заладились дела с коленчатыми валами, "триста пятнадцатый" стал гнать бракованную топливную аппаратуру, а на "тридцать девятым" взбунтовались военпреды, отказавшиеся принимать и далее некондиционные серийные дизели. Чаромскому пришлось бросать все дела с опытными АЧ-31Б и АЧ-30БФ и вплотную заниматься серией. Провал оказался столь глубоким, что вплоть до конца 1945 г. все его внимание было сосредоточено на АЧ-30Б. Запланированные сроки госиспытаний АЧ-31Б (август 1945 г.) и 50-часо-

вых заводских испытаний АЧ-32 были сорваны. Более того, АЧ-32 так до конца года и не сумели изготовить.

Надо сказать, что несмотря на "надрыв", ощутимый во второй половине 1945 г. при общении руководства ВВС и наркомата авиационными дизелистами", крест на двигателях этого типа в то время все же ставить не собирались. Как отмечал А.И. Шахурин, "к концу войны конструкторское бюро А.Д. Чаромского разработало авиадизель мощностью 3500 л.с., а затем по



Директор завода № 500 М.Л. Кононенко

проекту одного из помощников главного конструктора В.М. Яковлева построили двигатель мощностью 6000 л.с."

Однако неудача с войсковыми испытаниями Ер-2 крепко подорвала репутацию авиадизелей. Иркутский завод № 39 простаивал, остановились конвейеры и на моторных заводах № 45 и 500. В сентябре 1945 г. из ОКБ П.О. Сухого в Иркутск были отправлены 1100 чертежей, отличавшие этот вариант Ер-2 от прежнего, но эти чертежи составляли только 75 % от потребного количества, следовательно, всего предстояло внести более 1450 изменений. Проект Ер-2ММ предполагал, в том числе, использование дизелей АЧ-31 с флюгируемыми винтами АВ-7Е-18К. Это мероприятие обещало устранить два самых главных недостатка бомбардировщика - невозможность полета без снижения на одном моторе и неприемлемо большую длину разбега. Но моторы АЧ-31 до конца года так и не поступили на завод, поэтому на законченных постройкой в декабре трех Ер-2ММ пришлось установить обычные серийные АЧ-30Б. Что касается варианта Ер-2БМ (большая модернизация), то здесь ожидалось приблизительно 3000 изменений по сравнению с "базовым" бомбардировщиком. Срок готовности Ер-2БМ устанавливался - 1 января 1946 г., однако и он был сорван.

Несмотря на все усилия двигателистов и давление "верхов" довести серийные дизели АЧ-30Б до требуемого уровня надежности никак не удавалось. В стенограмме заседания коллегии НКАП от 15 ноября 1945 г. отмечалось: "Ввиду того, что самолет Ер-2 с дизелями АЧ-30Б не выдержал войсковых испытаний из-за дефектов самолета и двигателя, основными из которых являются... ненадежность работы дизеля из-за поломки поршневых колец, разрушения поршней и плохой работы топливной аппаратуры... ГКО своим постановлением от 24 августа 1945 г. запретил выпуск самолета Ер-2 с дизелями АЧ-30Б и предложил устранить все дефекты самолета и дизеля, а затем провести вновь войсковые испытания". Этим же решением была названа неудовлетворительная работа главного конструктора А.Д. Чаромского и заводов-изготовителей по доводке и устранению дефектов АЧ-30Б. Им предложили устранить 24 наиболее серьезных дефекта дизелей и к 15 ноября 1945 г. изготовить 50 двигателей АЧ-30Б для проведения повторных войсковых испытаний Ер-2.

К указанному сроку завод № 500 провел длительные испытания двух, а завод № 45 - четырех моторов. Из доклада директора завода № 45 М.С. Комарова следовало, что конструкторам и производственникам удалось найти решения весьма непростых задач: они добились почти стопроцентной надежности подшипников турбокомпрессоров, устранили обрывы шатунов,

усилили коленчатый вал, ввели сплошной рентгеновский контроль поковок. Однако поломки поршневых колец и коксование до конца изжить не удалось. Осталась низкой и надежность топливной аппаратуры, которая при 100-часовых испытаниях отказывала на всех без исключения дизелях. Строго говоря, претензии к качеству топливной аппаратуры следовало адресовать заводу № 315, занимавшемуся ее изготовлением. Но, по мнению наркомата, имелась вина и со стороны контролеров моторостроительных заводов.

Проводивший заседание коллегии заместитель наркома П.В. Деметьев в сердцах бросил: "...заводы решили проверять не качество моторов, а выдержку наркомата... Я снимаю все задания с дизельного отдела ЦИАМ, только пусть обеспечит нам выполнение решения ГКО... Два года мы мучаемся с дизелем, и до сих пор этот вопрос не разрешили". И, обращаясь к Чаромскому, добавил: "Сейчас Вы нам должны помочь. Если Вы не хотите этим заниматься - заставим, а если все же не сделаете - уберем..."

Но ни угрозы, ни призывы приложить еще больше усилий не помогали. В марте 1946 г. программа Ер-2 и вместе с ней производство авиадизеля АЧ-30Б и его вариантов были окончательно похоронены. Всего за 1945 г. завод № 45 сумел изготовить 382 АЧ-30Б, а завод № 500 - 397 АЧ-30Б и 32 АЧ-31 (последние не прошли военной приемки). В первые месяцы 1946 г. на "пятисотом" построили еще 26 АЧ-30Б и 11 АЧ-30БФ, однако затем выпуск дизелей полностью прекратился.

Следует заметить, что по времени решение о прекращении серийного производства авиадизелей совпало с арестом руководителя наркомата авиационной промышленности А.И. Шахурин, главкома ВВС А.А. Новикова, главного инженера ВВС А.К. Репина, члена Военного Совета ВВС Н.С. Шиманова, а также заведующих отделами ЦК ВКП(б) А.В. Будникова и Г.М. Григорьянова. Компания против них носила политический характер и была насыщена демагогической трескотней вроде "антигосударственной практики протаскивания на вооружение бракованных самолетов" и "сокрытия этого от правительств" (высшее руководство страны отлично представляло себе достоинства и недостатки отечественных самолетов - прим. авт.). Как бы то ни было, А.И. Шахурин уже не мог поддерживать А.Д. Чаромского, а новое руководство миновиапрома в лице М.В. Хруничева не захотело связывать себе руки надоевшей "болячкой". К тому же на казанском заводе полным ходом развернулись работы по дальнему бомбардировщику Б-4 (будущему Ту-4), которому Ер-2, даже модернизированный, уступал по всем статьям.

В то время министерство авиационной промышленности (преобразованное из наркомата весной 1946 г.) в значительной степени было обеспокоено проблемой внедрения в производство невиданных ранее газотурбинных двигателей. "Тихо загнивавшее" направление авиадизелей не слишком волновало руководство отрасли. Весной 1946 г. существовавшее при заводе № 45 опытно-конструкторское бюро, которое возглавлял В.М. Яковлев, было расформировано. До этого Яковлев предложил свой способ "лечения" дефектов АЧ-30Б. В конструкцию опытного дизеля М-51, изготовленного в двух экземплярах в августе 1945 г., он ввел следующие изменения:

- поршни с плоским дном;
- маслосистему для орошения днищ поршней снизу;
- упрощенный картер мотора;
- водомасляный агрегат и привод генератора, выполненные по типу АМ-38Ф;
- алюминиевую прокладку толщиной 10 мм между картером и блоками двигателя.

Оба мотора осенью 1945 г. проходили заводские испытания, один из них успешно отработал 100-часовую программу. После выхода приказа министра авиационной промышленности о ликвидации ОКБ-45, Яковлев с небольшим коллективом сотрудников "перебазировался" на завод № 500, определенный в

качестве "базового по дизелестроению". Однако не прошло и года, как это предприятие получило новое задание - освоить выпуск турбореактивного двигателя РД-500 (отечественной версии английского "Дервента"). Некоторое время В.М. Яковлев руководил конструкторским коллективом, который работал по теме РД-500. Но дело это было для него абсолютно новым, таило множество сложностей, а огромный накопленный опыт создания дизельных моторов фактически пропадал зря. Ностальгия по "дизельным"



Конструктор А.Д. Чаромский

проблемам пересилила, и В.М. Яковлев вскоре переориентировался - он переехал в Ленинград, где занялся реализацией проекта своего мощнейшего двигателя М-501, о котором упоминал А.И. Шахурин, но теперь уже применительно к судовым установкам.

После того, как завод № 500 перевели на "реактивную тематику", Чаромский заниматься ею не захотел и перебрался обратно в ЦИАМ, где семнадцать лет назад он начинал тяжкий путь создания авиадизеля. Здесь он занялся изучением и конструированием дизеля по схеме, позаимствованной у немецких "ЮМО", с парой поршней, двигающихся встречно в одном цилиндре. На первых порах шла отладка одноцилиндрового отсека, затем изготовили "спарку", а в 1953 г. был разработан четырехцилиндровый турбопоршневой дизель мощностью 580...600 л.с. Однако по мнению руководителей авиационной отрасли такой мотор не был нужен, а Чаромский попросту разбазаривал деньги.

Тогда конструктор стал искать поддержку в выделившемся в 1952 г. из ЦИАМа научно-исследовательском институте двигателей, главной тематикой которого являлись силовые установки для танков и других военно-гусеничных машин. "Чемодан" - так назвали двигатель за плоскую форму - показался танкистам чрезвычайно перспективным, и его полномасштабную разработку было решено развернуть на Харьковском заводе № 183. Специально сформированное ОКБ провело предварительные прикидки, результатом которых стало добавление еще одного "горшка" в конструкцию "чемодана", поскольку для проектируемого танка требовалась мощность 750...800 л.с. В творческом содружестве с харьковскими двигателестроителями и в тесном взаимодействии со многими научно-исследовательскими организациями работа по созданию танкового дизеля нового типа, также потребовавшая десятилетий, увенчалась принятием на снабжение армии уникального двигателя 5ТД, а затем и 6ТД. Но к авиационным дизелям эти конструкции отношения уже не имели.

Так закончилась эпопея разработки мощного авиационного дизеля в СССР. Уход главных "действующих лиц" - А.Д. Чаромского и В.М. Яковлева - в другие отрасли промышленности был, как это ни странно, воспринят миновиапромом с оттенком ревности. Сегодня о том, кто такой А.Д. Чаромский, в Москве напоминает лишь мемориальная плита на доме, где он жил. Нет никаких "внешних признаков" о нем, одном из создателей института, и в Центральном институте авиационного моторостроения. Увы, память человеческая коротка...

АЛЕКСАНДР МИКУЛИН, ЧЕЛОВЕК - ЛЕГЕНДА



Лев Берне, Владимир Перов

(Продолжение, начало в № 5-6, 2000 г., № 1-6, 2001 г., № 1-4, 2002 г.)

Конечно, в справке о перспективе развития двигателя АМ-3 Микулин проявил излишний оптимизм. Тем не менее, основные позиции этого документа были выполнены. Надо отметить, что после переезда П.Ф. Зубца в ОКБ-16 практически все дальнейшие работы по двигателю АМ-3 проводились уже в Казани. Вскоре появился АМ-3М в тех же габаритах, что АМ-3, но его тяга возросла до 9500 кгс. После отстранения Микулина от руководства заводом № 300 марку двигателя решением министерства изменили на "РД". РД-3М многие годы был основным двигателем самолетов Ту-16, Ту-104, М-4 и ЗМ. Впоследствии Зубец создал несколько модификаций двигателя с тягой более 10 000 кгс - причем все в пределах габаритов АМ-3.

В 1954 г. началась долголетняя служба уникального самолета Ту-16. За время серийного производства было выпущено 1507 машин. В ходе производства на заводах освоили 11 модификаций, а еще более 40 вариантов Ту-16 получили путем доработок на серийных заводах и на ремонтных предприятиях ВВС. С учетом использования различных вариантов оборудования "заводских" и "доработанных" Ту-16 общее количество версий машины приближается к сотне! Кроме того, можно вспомнить о еще 120 машинах различных модификаций, построенных в КНР.

Создатели этого уникального тяжелого бомбардировщика, а к ним, безусловно, следует отнести и замечательных двигателистов, давших жизнь АМ-3 в конце 40-х - начале 50-х годов, вряд ли предполагали, что их детищу придется летать в XXI веке. Однако построенные по советской лицензии китайские двигатели WP8 и самолеты Н-6 продолжают эксплуатироваться и состоять на вооружении ВВС КНР и сегодня.

Когда делался аванпроект самолета Ту-16, у А.Н. Туполева родилась идея создания на базе бомбардировщика пассажирского самолета. В 1954 г. эта идея воплотилась в металл - пассажирский лайнер Ту-104. Не будем утверждать, что это был первый в мире пассажирский реактивный самолет, как это делала советская пропаганда. Однако Ту-104 действительно был одним из первых и, возможно, самым лучшим магистральным реактивным лайнером - такое мнение поддерживают многие специалисты. Подтверждением этому служит внушительный перечень из 22 мировых рекордов, установленных на Ту-104.

В 1949 г., когда полным ходом шла работа по двигателю АМ-3, Микулин занялся исследованиями, целью которых было определение оптимальной размерности ТРД. На основании созданной при активном участии Б.С. Стечкина стройной теории подобия о влиянии размерности и термо- и газодинамических параметров двигателя на удельную массу был сделан важный вывод: уменьшение размерности ТРД (до определенного предела) ведет к снижению его удельного веса. Более того, расчетами удалось установить размерность и параметры двигателя, обеспечивающие получение максимальной весовой отдачи, минимальной лобовой площади и минимального удельного расхода топлива.

На основе проведенных исследований в 1950 г. Микулин разработал проект малогабаритного турбореактивного двигателя

АМ-4 с максимальной статической тягой 1500 кг. Благодаря малым размерам, высокой скорости воздуха на входе в компрессор и повышенной степени сжатия АМ-4 выгодно отличался от существовавших ТРД как по удельному весу, удельной лобовой площади, так и по удельному расходу топлива. Компрессор двигателя был восьмиступенчатым с автоматически управляемым механизмом перепуска воздуха из четвертой ступени и механизмом поворота лопаток входного направляющего аппарата.

Камеру сгорания спроектировали кольцевой, газовую турбину - осевой двухступенчатой. Длина двигателя составляла 2330 мм, диаметр - 560 мм. Сухой вес двигателя не превышал 200 кг (удельная масса около 0,133 кг/кгс). У серийного РД-45 удельная масса равнялась 0,317, т.е. была в два раза больше. Двигатель оборудовался системой автономного бортового автоматического запуска и автоматом поддержания постоянства оборотов, антиобледенительным устройством на входе.

Основные данные АМ-4 были следующими:

а) максимальный режим:

- статическая тяга 1500 кгс;

- удельный расход топлива 1,0...1,05 кг/кгс·ч;

- частота вращения ротора 11 700 об/мин;

- температура газа за турбиной 915К;

- степень сжатия 6,2;

- удельная лобовая тяга 6098 кгс/м² (у РД-45 - 1870 кгс/м², то есть в 3,26 раза меньше);

б) номинальный режим:

- статическая тяга 1330 кгс;

- удельный расход топлива 0,9...0,98 кг/кгс·ч (у РД-45 - 1,0...1,03 кг/кгс·ч);

- частота вращения ротора 11 300 об/мин;

- температура газов 855К.

Откликаясь на перемещение РУДа, двигатель переходил от режима малого газа до "максимала" за 7 с. В конструкции АМ-4 были предусмотрены фланцы для отбора воздуха на наддув кабины, топливных баков и для антиобледенительного устройства самолета.

Практически параллельно с АМ-4 ОКБ завода № 300 разработало проект малогабаритного спаренного ТРД АМ-7 (два АМ-4 размещались друг над другом) с максимальной статической тягой 3000 кгс. Конструкция спаренного двигателя допускала выключение одного из двигателей АМ-4, что обеспечивало высокую экономичность полета при величине тяги, составляющей 30 % от номинальной. Длина двигателя составляла 2660 мм, а площадь миделя - 0,684 м². Двигатель АМ-7 весил всего 430 кг (удельная масса около 0,143 кг/кгс), его удельная лобовая тяга достигала 4385 кгс/м².

В начале 1950 г. ОКБ А.И. Микояна, ранее разработавшее отличные истребители МиГ-15 и МиГ-17 с двигателями В.М. Климова РД-45 и ВК-1, спроектировало истребитель И-350 с двигателем АЛ-5 конструкции А.М. Люлька. В первом же полете у летчика-испытателя Григория Александровича Седова возникла крайне опасная ситуация: при уборке РУД на малый газ на высоте 2000 м двигатель остановился. И хотя Седову удалось посадить машину (это

была первая посадка самолета с неработающим ТРД), стало ясно, что двигатель "сырой" и к летным испытаниям еще не готов. После этого в конструкторском бюро А.И. Микояна возникла идея - вместо АЛ-5 поставить два новых микулинских двигателя. Свою заинтересованность в малогабаритном, но мощном ТРД нового поколения выразили и другие авиаконструкторы.

В Кремле внимательно следили за новыми разработками А.А. Микулина. 30 июня 1950 г. министр авиационной промышленности СССР М.В. Хруничев, авиаконструкторы А.И. Микоян, А.С. Яковлев и А.А. Микулин были вызваны к Сталину для обсуждения проекта нового двигателя Микулина, который должен был устанавливаться на "МиГи" и "Яки". На совещании обсуждалась необходимость создания летающей лаборатории для летных испытаний нового двигателя. ЛИИ предложил использовать Ту-2, на котором ранее испытывали двигатель РД-500 ("Дервент" V). Однако А.И. Микоян совершенно не устраивали сроки начала испытаний в ЛИИ, и он предложил немного рискованное решение: установить оба новых двигателя в фюзеляже опытного самолета, так называемого "МиГ-15бис 45°", в свое время послужившего прототипом истребителя МиГ-17.

Однако, поразмыслив, А.И. Микоян позвонил А.А. Микулину и заявил, что объем работы по переделке машины получается очень большим, фактически приходится создавать новую модификацию "МиГа" и нужно ее оформить не только приказом министра. После этого вышло постановление Совета Министров СССР от 20 апреля 1951 г. за подписью И.В. Сталина о создании самолета СМ-1.

Первые же прикидки показали, что тяга двигателя АМ-4 маловата. Тогда Микулин спросил авиаконструктора: "А какая тяга нужна?" Артем Иванович ответил: "Надо добавить килограммов 500". Так, на неофициальном уровне, были "сформированы ТТТ" к двигателю АМ-5 максимальной тягой 2000 кгс. Именно из-за изменения требований со стороны Микояна двигателя АМ-4 и АМ-7 в металле так и не были изготовлены. Практически в тот же период времени с просьбой о поставке двигателя с характеристиками, соответствующими АМ-5, к Микулину обратился Александр Сергеевич Яковлев, который создавал новый двухмоторный всепогодный истребитель-перехватчик. На самолете Яковлева силовая установка имела свою специфику, пришлось несколько изменить обвязку двигателя. В результате появилась "яковлевская" модификация АМ-5А.

В марте 1951 г. все рабочие чертежи двигателя АМ-5 были готовы, а в мае того же года был собран первый экземпляр и начаты его стендовые испытания. Сегодня такие короткие сроки разработки ТРД кажутся фантастическими.

По конструкции двигатель АМ-5 очень напоминал своего старшего брата АМ-3. Он также имел восьмиступенчатый осевой компрессор, кольцевую прямоточную камеру сгорания, двухступенчатую турбину и нерегулируемое реактивное сопло. Маслосистема автономная с охлаждением масла в топливо-масляном радиаторе. Впервые в практике авиадвигателестроения был применен электрический стартер-генератор, использованный как обратимая электромашинка. Для этого был введен двухскоростной привод, обеспечивавший увеличение вчетверо момента на валу в стартерном режиме и необходимую частоту вращения якоря в генераторном режиме.

Основные данные двигателя АМ-5 были следующими:

- максимальная тяга - 2000 кгс;
- удельный расход топлива на номинальном режиме - 0,88 кг/кгс·ч;
- максимальный расход воздуха - 37,5 кг/с;
- степень повышения давления воздуха в компрессоре - 5,8;
- максимальная температура газа перед турбиной - 1130К;
- масса - 445 кг.

Как и планировал Микулин, двигатель имел рекордно низкую удельную массу - 0,22 кг/кгс, которая была почти вдвое меньше, чем у других созданных в те годы отечественных и зарубежных ТРД.

Первый раз самолет СМ-1 поднялся в небо 19 апреля 1952 г. Он оказался хорошей летающей лабораторией для доводки АМ-5. Машину пилотировал Константин Константинович Коккинаки. По-

сле первых же полетов выявился серьезный дефект - попадание масла в полость компрессора, а оттуда - через систему наддува - в кабину пилота. После каждого полета К.К. Коккинаки вылезал из самолета весь в масле. Микулин приехал на аэродром и, увидев летчика после полета, озабоченно сказал: "Пока не разберемся - летать не будем. Снимайте двигатель".

На следующее утро Александр Александрович сразу отправился в группу масляных систем. Там он начал издавать: "Я не спал всю ночь, представляя себя капелькой масла..." Далее он перешел к рассуждениям, куда могла попасть эта самая капля, а затем дал вполне конкретные рекомендации и совершенно четкие указания о том, что следовало предпринять для устранения дефекта.

В ходе летных исследований АМ-5 на самолете СМ-1 двигатель неоднократно снимался с самолета и отправлялся на завод № 300 для проведения доработок и устранения дефектов. Всего было выполнено 15 циклов постановки-съемки двигателя. Специальные исследования АМ-5 и его доводка в летных условиях закончились в июне 1953 г.

Уже первые полеты СМ-1 убедили и заказчиков, и разработчиков, что у микулинского двигателя большое будущее для применения на легких боевых машинах. Специально спроектированный под двигатель АМ-5 новый истребитель сопровождения с заводским индексом СМ-2 нес на борту штатное вооружение и оборудование. Самолет вышел с завода в апреле 1952 г., а 24 мая летчик-испытатель Г.А. Седов впервые поднял его в небо. Спустя месяц, 25 июня 1952 г., Седов достиг рекордной скорости - 1220 км/ч. Однако в горизонтальном полете перейти на "сверхзвук" не удалось.

Как и на СМ-1, двигатели АМ-5 доводились и проверялись в процессе летных испытаний самолета СМ-2. Их доводка завершилась в январе 1953 г., к моменту окончания заводских испытаний самолета. Самолет передали на Государственные испытания, которые были окончены к 1 января 1954 г. с положительными результатами.

Но главная надежда А.И. Микояна и военных на то, что СМ-2 сумеет преодолеть звуковой барьер (ведь тяга двух двигателей АМ-5 достигла 4000 кгс, она существенно превышала тягу ВК-11Ф, да и масса силовой установки уменьшилась на 90 кг) - вновь не оправдалась. В процессе испытаний стало ясно, что самолет способен достичь сверхзвуковой скорости только на пикировании, хотя и положом. Потребовалось снова, и притом существенно, увеличивать тягу.

Вскоре в процессе заводских испытаний двигателя АМ-5 удалось поднять его тягу на максимальном режиме до величины 2150 кгс. Но этого было недостаточно, требовалось еще примерно полтонны. И тут у Александра Александровича в очередной раз проявилось удивительная способность предвосхищать потребности самолетчиков. Еще в 1951 г., как только стали известны первые положительные результаты работ, проводившихся в ЦИАМе по установке системы дожига топлива на двигатель, Микулин срочно, в инициативном порядке начал разработку форсажной камеры для АМ-5.

Понимая, что эта работа фактически означает создание нового ТРД, Микулин попросил оформить ее на самом высоком уровне. В соответствии с постановлением Совета Министров СССР № 2929-1379 от 10 августа 1951 г. двигатель АМ-5Ф, форсированный по тяге путем дожига топлива за турбиной, должен был удовлетворять следующим требованиям:



Двигатель АМ-5

Истребитель Як-25 с двигателями АМ-5А



1. Статическая тяга:

- на максимальном режиме с дожиганием - 2700 кгс;
- на максимальном режиме без дожигания - 2150 кгс;
- на номинальном режиме - 1750 кгс.

2. Удельный расход топлива:

- на максимальном режиме с дожиганием - не более 1,8 кг/кгс·ч;
- на максимальном режиме без дожигания - не более 0,99 кг/кгс·ч;
- на номинальном режиме, не более 0,96 кг/кгс·ч.

Реактивное сопло АМ-5Ф имело два положения. На форсированном режиме его диаметр был равен 490 мм, на режимах без форсажа - 420 мм.

Работы по доводке двигателя АМ-5Ф шли довольно трудно. Особенно было много проблем с доводкой форсажной камеры, хотя для Микулина и его конструкторов дело это было отчасти знакомое: еще в 1943 г. проводились опыты по дожиганию топлива в реактивных патрубках поршневых моторов. Но тогда это были только опыты, а теперь речь шла о двигателе, предназначенном для конкретного самолета. Существенную помощь микулинцам оказал Анатолий Иосифович Комиссаров - сподвижник Александра Александровича еще по ЦИАМу. Он первый в Советском Союзе начал заниматься проблемой дожигания топлива за турбиной.

Кажется естественным, что в первую очередь АМ-5Ф должен был заинтересовать А.И. Микояна. Однако его опередили. Появление малогабаритного мощного ТРД позволило С.В. Ильюшину относительно быстро спроектировать реактивный бронированный штурмовик с мощным пушечным и реактивным вооружением, способный заменить находившиеся на вооружении, но уже морально устаревшие поршневые штурмовики Ил-10 и Ил-10М. 1 февраля 1952 г. Совет Министров СССР принял постановление о создании штурмовика Ил-40 с двигателями АМ-5Ф. Учитывая важность темы, министру авиационной промышленности поручалось создать летательную лабораторию на базе самолета Ту-4. К концу года лаборатория начала летать, а в пятом полете произошло то, ради чего, собственно, и создаются такие машины. На одном из полетных режимов, характерных для Ил-40, произошло разрушение форсажной камеры (продольная трещина, приведшая к полному разворачиванию стенки). Двигатель и его форсажная камера после аварии были хорошо препарированы и тщательно осмотрены. По результатам обследования и анализа записей было определено, что разрушение происходило из-за виброгорения. Александр Александрович сравнил это явление с детонацией в поршневом двигателе и, соответственно, начал поиск мер для его устранения. Были подобраны размеры фронтального устройства, подавляющего виброгорение, и это крайне неприятное явление больше не проявлялось.

7 марта 1953 г. шеф-пилот ильюшинской фирмы Владимир Константинович Коккинаки в первый раз поднял Ил-40 в воздух. Штурмовик прошел все испытания отлично. Забегая вперед, скажем, что 13 марта 1956 г. министр обороны СССР Г.К. Жуков направил в Президиум ЦК КПСС докладную записку с предложением принять Ил-40 на вооружение. Но через месяц, совершенно неожиданно, Совет Министров СССР принял совершенно другое постановление - о снятии штурмовика Ил-40 с серийного производст-

ва и прекращении по нему всех работ. Решение было принято единолично Н.С. Хрущевым, у которого проявились симптомы "ракетомании". Создание отечественного реактивного штурмовика, нашедшего широкое применение в настоящее время, было отодвинуто примерно на 15-20 лет...

И все же АМ-5А стал серийным. Двумя такими двигателями оснащался дальний истребитель-перехватчик Як-25. На Тушинском моторостроительном заводе (впоследствии - АО "ММП им. В.В. Чернышева"), где АМ-5А производился серийно, было создано небольшое ОКБ, позднее ставшее ядром большого конструкторского коллектива "Тушинское машиностроительное конструкторское бюро" (ТМКБ).

Пока А.И. Микоян занимался проблемами СМ-2 (его госиспытания закончились 31 декабря 1953 г.) на заводе № 300 велась разработка нового, еще более мощного двигателя на основе АМ-5Ф. Пришлось доработать или существенно изменить практически все узлы ГТД. Для увеличения тяги и улучшения экономичности необходимо было увеличить расход воздуха и степень сжатия. Микулин пошел на смелый шаг: перед первой ступенью компрессора он установил дополнительную "нулевую" сверхзвуковую ступень. Изменилась камера сгорания: вместо кольцевой спроектировали трубчато-кольцевую с десятью прямоточными жаровыми трубами в общем кожухе. Фактически заново была спроектирована высокоэкономичная турбина с к.п.д., равным 92,5 %, достигнута высокая степень форсирования тяги дожиганием топлива за турбиной. Форсажная камера двигателя, получившего обозначение АМ-9, заканчивалась трехпозиционным соплом. В 1954 г. на заводе интенсивно велись доводочные работы, а в апреле 1955 г. успешно завершились государственные стендовые испытания "девятки".

Основные данные двигателя АМ-9 были следующими:

- тяга на форсажном режиме - 3300 кгс;
- тяга на номинальном бесфорсажном режиме - 2150 кгс;
- удельный расход топлива на крейсерском режиме - 0,88 кг/кгс·ч;
- максимальный расход воздуха - 43,3 кг/с;
- степень повышения давления воздуха в компрессоре - 7,5;
- максимальная температура газа перед турбиной - 1150К;
- масса - 700 кг;
- удельная масса - 0,212 кг/кгс.

Двигателями АМ-9 (РД-9Б) оснащался истребитель МиГ-19, который стал выдающейся машиной для своего времени. Применение крыла со стреловидностью 55°, форсажных камер, цельноповоротного стабилизатора - вот главные особенности этого самолета. Он имел отличные летные данные. 19 марта 1954 г. летчик-испытатель Г.А. Седов получил рекордный результат: максимальную скорость 1450 км/ч (M=1,4). В то время американский истребитель Норт-Америкен F-100 "Супер Сейбр" вышел только на число M=1,09. Слава МиГ-19 простиралась далеко за пределы нашей страны, он был принят на вооружение во многих армиях мира, имея многочисленные модификации.

Производство двигателя РД-9Б было организовано на Уфимском двигателестроительном заводе. Для конструкторского сопровождения туда был направлен заместитель главного конструктора Виталий Николаевич Сорокин, сподвижник Микулина еще по довоенным годам, который создал там новое ОКБ.

Еще раньше - в начале 1953 г. - Микулин, понимая, что скорости военных самолетов начнут быстро увеличиваться, задумывает создать двигатель для летательных аппаратов, способных достигать числа M=2. Одной из основных трудностей при разработке ТРД для высокоскоростных самолетов в то время являлось создание компрессора, который обеспечивал бы устойчивую экономическую работу двигателя во всем диапазоне скоростей полета. С расширением диапазона скоростей полета увеличивается и диапазон приведенных частот вращения, при которых компрессор должен устойчиво и эффективно работать. Обычный компрессор с "уходом" приведенной частоты вращения вала от расчетных значений "расстраивается", причем с уменьшением числа оборотов углы атаки первых ступеней рас-

тут, а последних - уменьшаются. С повышением частоты вращения вала компрессора происходят обратные явления.

Это "расстройство" компрессора становится тем больше, чем больше диапазон изменения приведенной частоты вращения (что определяется только максимальной скоростью самолета) и чем больше степень сжатия компрессора. Указанное явление приводит к помпажу и вызывает повышенные вибрационные напряжения в лопатках компрессора. Выбор степени сжатия диктуется двумя требованиями - получением хорошей экономичности двигателя на крейсерском режиме и достаточно высокой удельной тягой при больших скоростях полета. В двигателе АМ-11 степень сжатия из этих соображений была выбрана равной 8,6. Для такой относительно высокой степени сжатия необходимо прибегать к определенным средствам регулирования компрессора для предотвращения его расстройств при изменении приведенного числа оборотов.

В то время были известны три способа регулирования компрессора:

1. Применение перепуска воздуха за первыми ступенями компрессора для уменьшения углов атаки на нерасчетных оборотах. Такое регулирование Микулин применил на своих первых ТРД АМКРД-01, -02, АМ-5 и АМ-9.

2. Применение поворотных направляющих аппаратов. Микулин вначале склонялся к этой схеме, хотя считал, что ее использование приведет к серьезному усложнению конструкции двигателя. Его поддерживал Г.Л. Лившиц.

3. Применение двухкаскадной (двухвальной) схемы компрессора. Эту идею поддерживали Б.С. Стечкин и М.Г. Дубинский.

Спор о том, какие конкретные конструктивные меры следует предпринять, продолжался долго. Интересную идею Микулину подкинул Б.С. Стечкин: *"Давай сделаем двухвалку с "нулевым" скольжением на расчетном режиме. Если не понравится - соединим два ротора, а потом - ставь себе твои поворотные аппараты"*.

При использовании двухкаскадной схемы компрессор состоит как бы из двух компрессоров с низкой степенью сжатия, которые вместе обеспечивают расчетное значение $\pi_k=8,6$. Оба компрессора были связаны между собой не жесткой, а "газовой" связью, благодаря чему при любой приведенной частоте вращения валов автоматически устанавливались свои обороты для каждого компрессора, соответствующие оптимальным углам атаки на входе в лопатки. Тем самым при любой приведенной частоте вращения компрессор обладает наилучшим к.п.д., имеет хорошие запасы по помпажу, а лопатки его не подвергаются высоким вибрационным напряжениям.

Кроме того, применение двухкаскадной схемы позволило применить в компрессоре высоконапорные ступени, благодаря чему удалось получить степень сжатия $\pi_k=8,6$ при шестиступенчатой схеме и тем самым обеспечить очень малый удельный вес двигателя. Применение двухкаскадной схемы компрессора позволило осуществить запуск двигателя с помощью пускового устройства малой мощности, так как при запуске двигателя необходимо раскручивать стартером только один каскад высокого давления.

Проектирование двигателя началось в мае 1953 г. Это был первый отечественный двухвальный ТРДФ, первоначально носивший наименование АМ-11. Следует иметь в виду, что к середине пятидесятых годов Советский Союз прочно занял одно из ведущих мест в мире по созданию сверхзвуковых самолетов. В такой ситуации было важно и очень престижно не только закрепить успех, но и развить его. С этой целью в ОКБ, руководимом А.И. Микояном, был разработан самолет с треугольным крылом МиГ-21, для которого нужен был принципиально новый двигатель, способный устойчиво работать на всех режимах полета, исключительно легкий, но в то же время обладающий достаточно большой тягой на форсаже.

Всем этим качествам удовлетворял последний двигатель, спроектированный и построенный на заводе № 300 под руководством



А.А. Микулина. Газотурбинный двигатель АМ-11 (Р11-300) имел следующие основные данные:

- максимальная тяга на форсаже - 5100 кгс;
- удельный расход на форсаже - 1,96 кг/кгс·ч;
- удельный расход на крейсерском режиме - 0,94 кг/кгс·ч;
- расход воздуха - 64,5 кг/с;
- степень повышения давления в компрессоре - 8,6;
- максимальная температура газов на турбине - 1175К;
- масса - 1040 кг.

В дальнейшем двигатель АМ-11 имел более двух десятков различных модификаций, заметно различающихся как по техническим характеристикам (например, максимальная форсажная тяга двигателя Р35-300 достигла 13 000 кгс), так и по назначению.

Двигатель АМ-11 (Р11-300) имел двухвальный сверхзвуковой компрессор. Каскад низкого давления - трехступенчатый, он приводился во вращение второй ступенью турбины. Каскад высокого давления, также включавший три ступени, был жестко связан с первой ступенью турбины. Конструктивно двухвальный ротор компрессора и ротор турбины были выполнены оригинально, без выносных опор. Камера сгорания двигателя - трубчато-кольцевая, с десятью прямоточными жаровыми трубами в общем кожухе. Форсажная камера заканчивалась всережимным реактивным соплом.

При создании АМ-11 конструкторы внедрили огромное количество новых идей. Так, были разработаны принципы регулирования двухвальных ТРДФ, в том числе и при полетах на сверхзвуковых скоростях. В соответствии с этими принципами построены законы автоматического регулирования всех последующих двухвальных авиодвигателей.

Бандажированные рабочие лопатки второй ступени турбины позволили уменьшить вибрационные напряжения. Этот способ снижения нагрузок был впоследствии применен в конструкции турбин ряда последующих двигателей, в том числе и на рабочих лопатках компрессоров.

В двигателе АМ-11 был применен насос-регулятор форсажного топлива, обеспечивающий подачу топлива в форсажную камеру двигателя по закону поддержания постоянного отношения давлений p_2/p_4 , ограничение подачи топлива по давлению p_2 и ограничение оборотов ротора высокого давления.

В первую очередь АМ-11 создавался для установки на самолет А.И. Микояна. Однако по своим данным двигатель обладал настолько большими перспективами, что вполне объяснимый интерес к нему проявили также А.С. Яковлев и П.О. Сухой.

Естественно, что создание двигателя, совершенно нового по своей идеологии и конструкции, было сопряжено с большими трудностями, он не мог получиться сразу и требовал длительной доводки. На длительных испытаниях выявлялся один дефект за другим. Особенно много замечаний было по работе сверхзвукового компрессора.

Так как самолет у Микояна был уже почти готов, а это и неудивительно, ибо двигатель, как правило, требует вдвое больше времени для своего создания, то всякого рода начальство теребило Микулина с требованиями подать двигатель на самолет как можно быстрее.

(Окончание следует)

ВАКУУМНЫЕ ПЕЧИ SECO/WARWICK ДЛЯ АВИАЦИОННОЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

J. Olejnik, SECO/WARWICK
(Юзеф Олейник, СЕКО/ВАРВИК)



Рис. 1

Человек издавна применял закаливание инструментов, орудий войны и труда. По преданию, чтобы закалить клинок, следовало на завершающем этапе работы раскаленным лезвием пронзить сердце молодого раба, причем одним из условий успеха было наличие у него голубых глаз. Но времена меняются, меняется и технология - оборудование для закаливания становится все более наукоемким и сложным (и менее кровавым), а знания, накопленные специалистами в этой области - все более точными и совершенными.

В любых отраслях промышленности для термической обработки деталей широко применяются печи самых различных конструкций. Международная фирма SECO/WARWICK (США и Польша) производит для этих целей широко известные во всем мире современные вакуумные печи (как горизонтальные, так и вертикальные) для авиационной, энергетической, электронной и других отраслей промышленности.

Технические параметры и оснащение вакуумных печей, предназначенных для авиационной и энергетической отраслей промышленности, значительно отличаются от применяемых в инструментальном производстве. Причина этого - в ином объеме термообрабатываемых материалов, использовании других технологий, иных нормативных требований, а также процедур документирования. Для инструментального производства фирмой SECO/WARWICK разработаны и поставляются однокамерные печи с системой газовой закалки и давлением охлаждающего газа порядка 10...12 бар. Что касается авиационной и энергетической отраслей промышленности, то здесь только для сталей группы HSLA (High Strength Low Alloy) требуется применение печей класса 10 бар, как для инструментального производства.

Вакуумные печи для авиационной промышленности

В авиационной и энергетической промышленности довольно широко применяются жаропрочные сплавы, легированные никелем и кобальтом, нержавеющие стали различного состава, сплавы титана и т.п. Вакуумные печи для термообработки этих материалов должны отвечать следующим требованиям:

- давление в холодной пустой печи после дегазации не должно превышать 10^{-6} мбар;
- рабочее давление - порядка 10^{-4} ... 10^{-5} мбар;
- неравномерность температурно-го поля - не более ± 5 °С в соответствии с нормами стандарта AMS 2750;

- печь должна обеспечивать максимальную равномерность нагрева и охлаждения;
- весь объем печи должен нагреваться со скоростью не менее 20 °С/мин во всем диапазоне температур;
- скорость охлаждения деталей до температуры 540 °С должна составлять не менее 6 мин (достигается в печах с давлением охлаждающего газа 1,5 бар);
- для охлаждения рабочей зоны (садки) должен применяться аргон.

В связи с тем, что обычно одни и те же печи используются как для процессов термообработки, так и для твердой пайки указанных материалов припоями на основе серебра, никеля, меди и т.д., фирма SECO/WARWICK предлагает две конструкции печей: с экранной и графитовой изоляцией нагревательной камеры.

Большинство авиационных фирм США для обеспечения рабочего давления 10^{-5} мбар употребляют экранные печи (рис. 1). Но такая конструкция требует особого внимания к состоянию экранов на протяжении всего периода эксплуатации. Так, для новой стандарт-



Рис. 2

ной печи указанного типа, в которой применены три молибденовых и три экрана из нержавеющей стали, теплопотери оцениваются величиной 10...11 кВт/м² (при температуре 1200 °С), а после окончания определенного периода эксплуатации (в зависимости от применяемой технологии и количества циклов очистки) они могут достичь 15 кВт/м². Нарастающие со временем тепловые потери затрудняют формирование требуемых температурных полей и не позволяют экономить электроэнергию при термообработке. Технологические свойства таких печей определяются точностью расчета зон нагрева и выбором расположения и конструкции нагревательных элементов.

Для обеспечения необходимого распределения температуры в печи на протяжении всего длительного срока эксплуатации в экранных камерах применяется зонная регулировка температуры, что влечет за собой необходимость установки нагревательных элементов на печной двери и задней стенке. Вследствие этого стоимость такого типа камеры выше, чем с графитовой изоляцией.

В отличие от большинства американских, европейские авиационные предприятия, а также компания General Electric Power Systems (США) широко применяют камеры с графитовой изоляцией, которые при соответствующем подборе изоляционных материалов и вакуумных насосов обеспечивают рабочее давление на уровне 10⁻⁵ мбар, а минимальная его величина - до 10⁻⁶ мбар. Подчеркнем исключительную важность качества графитовых материалов, поскольку большинство фирм поставляют материалы, не позволяющие получить необходимое рабочее и максимальное разряжение.

Тепловые потери печей с графитовой изоляцией меньше, чем с экранной и при стандартных размерах печи составляют 6...7,5 кВт/м² при температуре 1200 °С. Уровень этих значений сохраняется даже после десятилетней эксплуатации печи. Периодический контроль распределения температуры дает ту же картину, что и при первом тестировании во время запуска печи. Кроме того, управление зонами нагрева печи с графитовой изоляцией более просто и менее дорогостояще.

На рис. 2 и 3 представлены две стандартные конструкции вакуумных печей с графитовой изоляцией. Печь SECO/WARWICK типа VP (рис. 2) с садкой шириной 900 мм, высотой 800 мм, длиной 1200 мм применяется для термообработки лопаток авиационных двигателей. Печь VP (рис.3) с садкой размерами 1200×1200×1500 мм используется для термообработки и твердой пайки элементов камер сгорания энергетических газовых турбин фирмы General Electric Power System.

При термообработке сплавов Ni и Co с добавками Ti и (или) Al после чистовой обработки требуется глубокое разряжение без водяных паров и остатков возвратной струи диффузионного масляного насоса. Для достижения этого используют масляные ловушки, охлаждаемые до температуры минус 130 °С (с этой целью установлен термонасос



Рис. 4

Polycold). Для обычного диффузионного вакуумного насоса спектральный анализ остаточных газов в объеме печи при рабочем давлении свидетельствует о наличии до 90...95 % водяных паров и углеводородов из возвратной струи насоса. Оседание пара и углеводородных соединений на охлаждаемых поверхностях ловушки приводит к тому, что при рабочем давлении 10⁻⁵ мбар концентрация водяных паров становится такой же, как в обычной насосной системе, но при рабочем давлении 10⁻⁶ мбар. Применение охлаждаемых насосных систем в печах SECO/WARWICK гарантирует скорость натекания водяных паров и углеводородов, не превышающую 5·10⁻⁴ мбар·л/с.

Следует отметить, что для обеспечения высокого качества продукции фирма SECO/WARWICK учитывает требования стандартов, существующих в тех областях промышленности, где применяются ее печи. В первую очередь следует отметить:

- AMS 2750 Pyrometry;
- AMS 2769 Heat Treatment of Parts in a Vacuum;
- MIL-H-6875H Heat Treatment of steel, process for...;
- MIL-B-9972B Brazing, nickel alloy, general specification for...;
- BAC 5617/BAC 5619/BAC 5621 и т.д.

Кроме того, учитываются еще и внутренние нормы и требования таких концернов как Rolls Royce, PWA, Snecma, General Electric, не уступающие по значимости вышеперечисленным.

В конструкции вакуумных печей SECO/WARWICK с графитовой изоляцией применяются нагревательные камеры круглого сечения с плоскими, выгнутыми вдоль садки широкими и легкими графитовыми нагревательными элементами, окружающими рабочую камеру и обеспечивающими разделение нагревательных зон. При такой конструкции сопла системы охлаждения также располагаются по окружности вокруг садки. Типовая конструкция нагревательной камеры SECO/WARWICK показана на рис. 4. Она имеет ряд эксплуатационных преимуществ:

- равномерное распределение температуры (неравномерность не более ±5 °С, результат стандартного теста представлен на рис. 5);

- низкая удельная поверхностная нагрузка нагрева, что позволяет получать так называемый "узкий пучок" неравномерности доведения температуры садки до рабочей температуры выдержки, особенно в быстрых циклах охлаждения;

- малую массу, что позволяет динамично нагревать и охлаждать садку;



Рис. 3

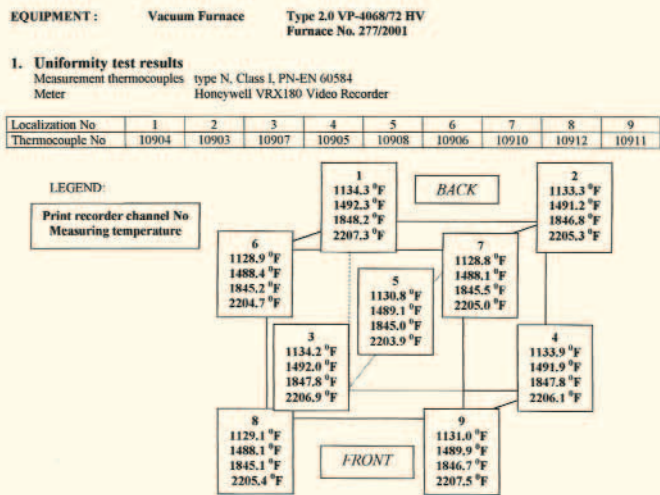


Рис. 5

Вакуумные печи для термообработки сталей HSLA

Вакуумные печи класса 10 бар все чаще применяются для термообработки сталей из группы HSLA (табл. 1)

Норма ВАС 5617, например, для стали 4340M допускает термообработку детали диаметром до 50 мм при давлении охлаждающего газа ми-



Рис. 8

AISI (DIN)	ГОСТ	Твердость [HRC]
4130(1.7218)	30ChM	26-28
4135(1.7220)	35ChM/35ChML	37-40
4140(1.72223)	40ChFA	46-48
4340M(1.6928)	40Ch2N2MA	55-57
300M(1.6928)	-	59-61

Табл. 1



Рис. 6

- круглая нагревательная камера дает возможность обрабатывать негабаритную садку: например, в печь 900×800×1200 мм можно загрузить садку с поперечным сечением 600×1000 мм или 1400×400 мм;

- свободный доступ к объему нагревательной камеры для проведения погрузки и разгрузки; кроме того, возможна работа с дополнительными термоэлементами садки;

- корпус нагревательной камеры не меняется в своих размерах во время

цикла нагрева и охлаждения в процессе всей эксплуатации.

Горизонтальные печи для авиационной промышленности фирма SECO/WARWICK поставляет следующих типоразмеров: 600×600×900 мм, 900×800×1200 или 1800 мм, 1000×1000×1200 или 1500 мм, 1200×1200×1500 мм и 1500×1500×1800 мм.

Для садок больших размеров иногда удобнее применять печи с вертикальной загрузкой элеваторного типа (рис. 6). Печи SECO/WARWICK для этих целей также оснащаются нагревательной системой и системой охлаждения по всей окружности, как это описано выше. Нагревательная камера элеваторной печи размерами 1800×600 мм (диаметр × высота) представлена на рис. 7. В этой печи (предназначенной для предприятия, производящего ремонт двигателей) применен вращающийся под для улучшения равномерности охлаждения садки.



Рис. 7

нимум 5 бар. Такой деталью может быть, например, элемент шасси самолета. Другим примером может служить термообработка корпуса гидрораспределителя (изготовленного из стали 4340) размером 220×140×65 мм и массой около 8 кг, закаливаемого в азоте при давлении 9 бар в печи SECO/WARWICK 10.0VPT 600×600×900 мм (рис. 8). Чистая масса садки - около 400 кг. После закалки получена твердость 52-54 HRC, а после отпуска при температуре 450 °С - 42-44 HRC.

Для осуществления подобного рода процессов поставляются печи класса 10 бар, оснащенные практически так же, как и для инструментальной промышленности. Следует отметить, что время охлаждения, например, для стали 4340 и 300M от температуры аустенитизации до 250 °С не должно превышать 6 минут. В печи 900×800×1200мм (рис. 9) для садки массой 1200 кг и материала 4144M (сечение 50 мм) достигнуто время охлаждения до температуры 250 °С около 5,5 минут, что обеспечило равномерную твердость детали на уровне 55-57 HRC.

Вакуумные печи с максимальным давлением 10⁻⁷ мбар

Для осуществления высококачественной термообработки или пайки иногда требуется обеспечить минимальное давление ниже 10⁻⁷ мбар. Фирма SECO/WARWICK поставляет для решения подобного рода задач печи с экранной изоляцией и криогенными вакуумными или турбомолекулярным насосами. Одна из таких печей с нагревательной камерой размерами 600×500×900 мм показана на рис. 10.

Вакуумная цементация

В настоящее время технология вакуумной цементации весьма хорошо освоена как в мелкосерийном, так и в крупносерийном производстве высококачественных деталей, основные показатели которых лежат в узком диапазоне. Процесс вакуумной цементации с закалкой в

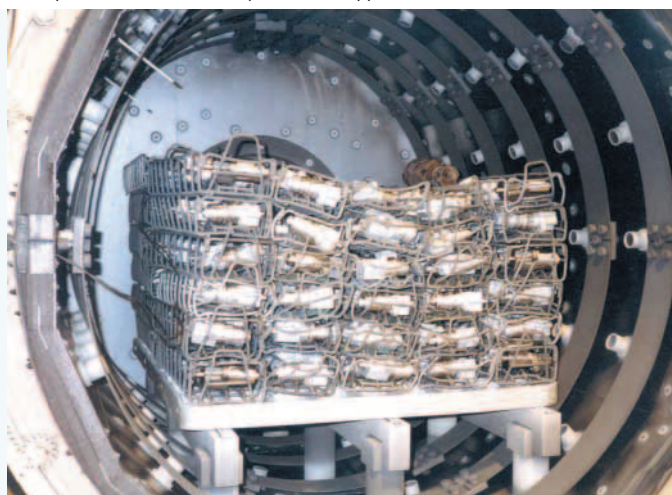


Рис. 9



Рис. 10



Рис. 13

газах под высоким давлением относится к высоким технологиям. Его преимущества заключаются в:

- получении чистых и сухих после закалки деталей;
- исключении внутреннего окисления;
- возможности сочетания цементации с газовой закалкой, что уменьшает температурные деформации;
- автоматизации процесса при контролируемом и воспроизводимом качестве продукции и т.п.
- сокращении времени работы благодаря применению более высоких температур.

Возможности этого процесса иллюстрируют результаты вакуумной цементации сопел распылителей дизелей, изготовленных из стали 17HNM (DIN 1.6587). Для внутренних и наружных поверхностей этих распылителей разница в глубине упрочнения не превышает 0,02 мм, что показано на рис. 11.

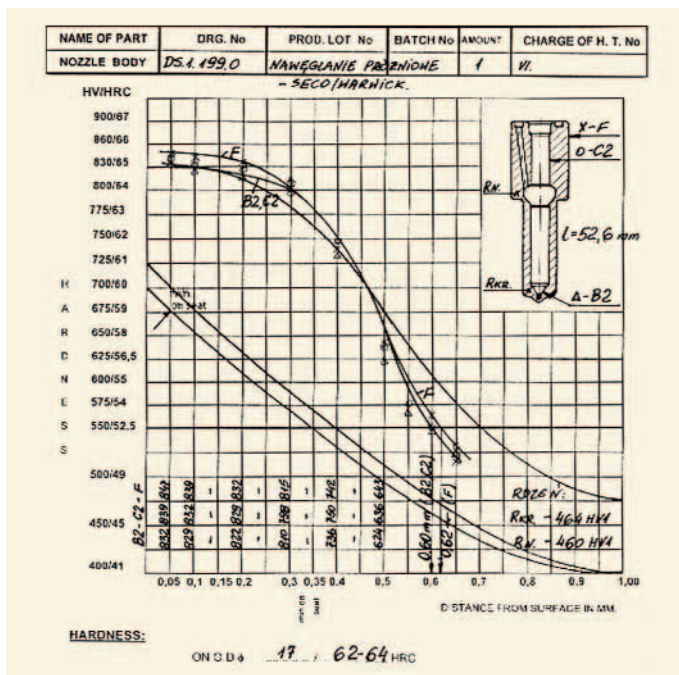


Рис. 11

На рис. 13 представлена двухкамерная печь с отдельной камерой закалки ColdKam®, работающей при давлении до 15 бар. Такого типа печь позволяет осуществлять как закалку стали, например, марки 18ChGT (DIN 1.7131), так и стали с более высокими требованиями по закаляемости. На основе типовых модулей двухкамерной печи (камера закалки, нагревательная камера) могут создаваться многокамерные системы для серийного производства.

Управление

Печи SECO/WARWICK приспособлены для круглосуточной работы в течение 300 дней в году с гарантией полезного использования времени на уровне до 95%. Благодаря широкому применению современных систем компьютерного управления достигается точная и хорошо воспроизводимая обработка. Это позволяет оптимизировать процесс, проводить контроль работы печи с определенных уровней доступа на предприятии, легко создавать документацию процесса, а при помощи модема - в случае необходимости - дает возможность поставщику легко получить канал связи для контроля и т.д.

Пример экранных меню ЭВМ, необходимых для решения различных информационных задач, представлен на рис. 14. Промышленные нормы требуют применения штатного 250-миллиметрового регистратора, который поставляется в комплекте с печами.

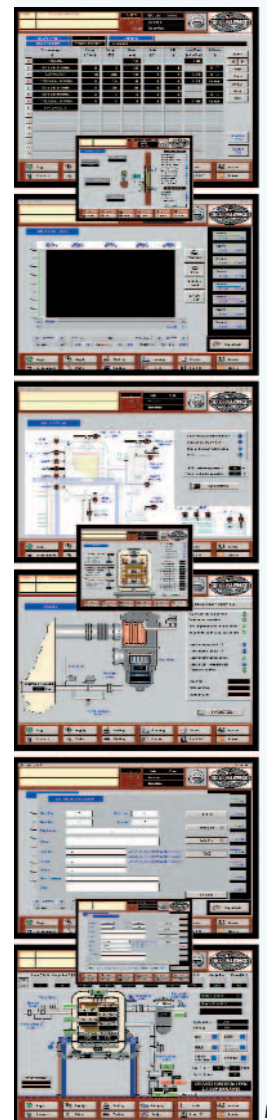


Рис. 14



Рис. 12

Фирма SECO/WARWICK разработала и выпускает однокамерную печь (рис. 12) для вакуумной цементации с одновременной закалкой деталей, изготовленных из стали с высокими требованиями по закалочным напряжениям (например, типа 17HNM).

Применение печей SECO/WARWICK гарантирует изготовление высококачественных деталей, способных работать в самых сложных и ответственных узлах современных технических устройств.



SECO/WARWICK Corp.
 180 Mercer Street
 Meadville, PA 16335
 USA
 tel.: +1(814) 332-8400
 fax: +1(814) 724-1407
 e-mail: info@secowarwick.com

SECO/WARWICK Ltd.
 ul. Sobieskiego 8
 66-200 Świebodzin
 Polska
 tel.: +48(68) 382 05 00 (-99)
 fax: +48(68) 382 05 55 (-66)
 e-mail: info@secowarwick.com.pl



“Переохлажденная” “девятка”

Вячеслав Рахманин,

главный специалист НПО Энергомаш, к. т. н.,
член-корреспондент РАК им. Циолковского,
лауреат Государственной премии

США фирмой "Мартин" ракеты "Титан-1" с двигателями, работающими на кислородно-керосиновом топливе, в то время как топливом для Р-16 служили азотная кислота и несимметричный диметилгидразин. Однако Хрущев "устоял" и предложил Королеву заручиться поддержкой военных и представить предложения для правительства о разработке параллельно с Р-16 межконтинентального БРК на кислородно-керосиновом топливе.

Чтобы получить поддержку министерства обороны (МО) и успешно конкурировать с ОКБ-586, необходимо было разработать ракету с лучшими характеристиками по дальности действия, по удобству эксплуатации, по времени подготовки к пуску (боеготовности). С целью определения такой возможности в ОКБ-1 в конце 1957 г. было проведено проектно-расчетное исследование перспектив развития боевых ракет с двигателями, работающими на различных компонентах топлива. Результаты исследования были рассмотрены на совещании в ВПК с участием представителей ГКОТ и МО. По итогам обсуждения председательствующий В.М. Рябиков отметил, что ближайшей основной задачей в то время являлось создание на базе опыта разработки ракеты Р-7 новой кислородной ракеты с дальностью действия 10-14 тыс. км (напомним, что дальность действия Р-7 - 8 тыс. км.). Не возражая против такого решения, выступивший на совещании генерал А.Г. Мрыкин заявил, что параллельно с кислородными ракетами следует разрабатывать ракеты и на высококипящем топливе.

С учетом результатов исследований и полученных рекомендаций дальнейшая проработка новой ракеты велась по двум направлениям:

- первое направление - ракета Р-9А на кислородно-керосиновом топливе. Разработчик ракеты - ОКБ-1, разработчик двигателей - ОКБ-456 (главный конструктор В.П. Глушко);
- второе направление - ракета Р-9В на азотной кислоте и керосине. Разработчик ракеты - ОКБ-1 с участием по кооперации ОКБ-586, разработчик двигателей - ОКБ-2 (главный конструктор А.М. Исаев).

Почему же в ОКБ-1, у апологета кислородного топлива, появился вдруг вариант с азотной кислотой? Все дело в том, что вариант Р-9В, несколько проигрывая по дальности действия и массе ядерного заряда, имел существенное преимущество по боеготовности, а эта характеристика считалась более важной. Чтобы сделать вариант Р-9А конкурентоспособным, необходимо было заставить жидкий кислород в процессе его заправки и длительного хранения не испаряться. На первый взгляд это противоречит законам природы, ведь температура кипения кислорода на уровне моря составляет -183°C . Вместе с тем, известно, что с понижением давления жидкость кипит при более низкой температуре. Если путем вакуумирования переохладить кислород до температуры минус $190...200^{\circ}\text{C}$, то потери на испарение уменьшаются на два порядка. Решение на первый взгляд простое, основанное на знаниях школьного учебника физики, но придти к нему оказалось сов-

История создания ракетных комплексов подобна биографии человека, каждая индивидуальна и в отдельных чертах неповторима. Так было с созданием двигателя для первой ступени боевого ракетного комплекса (БРК) Р-9А.

Создание первого межконтинентального БРК Р-7, у которого в качестве топлива применялись жидкий кислород и керосин, стало огромным достижением отечественной науки и техники. Но уже после первых пусков выявился один из важнейших недостатков этого комплекса - его низкая боеготовность. Ракета на жидком кислороде требовала многочасовой подготовки к пуску, постоянной подпитки ее баков жидким кислородом из-за его интенсивного испарения. В связи с этим ракета Р-7 оказалась более пригодной для использования в качестве космического носителя, ведь в этом случае продолжительное время подготовки к запуску не имеет большого значения, а стационарные промышленные установки для получения жидкого кислорода могут быть расположены вблизи стартового сооружения. Казалось бы, располагая единственной в мире ракетой, способной выводить в околоземное космическое пространство научную аппаратуру, а в перспективе и пилотируемые аппараты, С.П. Королев должен был сконцентрировать все работы ОКБ-1 на этом направлении. Но он понимал, что в условиях политического противостояния двух ядерных держав - США и СССР - государственные приоритеты будут отданы развитию ракетного вооружения. Об этом свидетельствовало принятое в декабре 1956 г. правительственное постановление о разработке в ОКБ-586 под руководством М.К. Янгеля стратегической ракеты Р-16, обладающей межконтинентальной дальностью. В такой обстановке ограничение только космической тематикой означало потерю поддержки со стороны Министерства обороны и добровольное превращение во второстепенное предприятие. А Королев по складу своего характера был лидер; по его представлению ОКБ-1 должно было оставаться головным разработчиком ракет любого назначения.

Отстаивание интересов ОКБ-1 Королев начал с атаки на Н.С. Хрущева, пытаясь склонить его к пересмотру постановления о разработке Р-16. Одним из доводов была ссылка на разработку в



Глушко В.П.,
главный конструктор ОКБ-456



Королев С.П.,
главный конструктор ОКБ-1



Кузнецов Н.Д.,
главный конструктор ОКБ-276

сем не просто. Во всех известных воспоминаниях указывается, что идея использования переохлажденного кислорода принадлежит В.П. Мишину, в ту пору первому заместителю главного конструктора ОКБ-1. При не слишком значительном вкладе Мишина в развитие ракетной техники (звание Героя Социалистического Труда и академика он получил за спиной С.П. Королева) это его предложение может быть оценено высшим баллом, ведь переохлаждение кислорода в сочетании с экранно-вакуумной теплоизоляцией решило проблемы долговременного хранения жидкого кислорода во всей криогенной области техники.

Переохлажденный кислород позволил осуществлять заправку баков ракеты за 15...20 минут и поддерживать ракету в боеготовом состоянии в течение нескольких часов без дозаправки. Эти обстоятельства дали возможность в первой половине 1958 г. приступить к выбору основных характеристик и разработке проектных материалов, в которых доказывалась приоритетность варианта Р-9А по сравнению с ракетами Р-9В и Р-16. Следующим шагом в поддержку Р-9А стало решение Совета Главных конструкторов в сентябре 1958 г. Следует отметить, что у некоторых участников будущей разработки вызывала сомнения возможность реализации предлагаемых характеристик ракеты. Острые, порою жесткие споры возникли между В.П. Глушко и В.П. Мишиным по поводу схемы и параметров двигателя первой ступени. Глушко, исходя из необходимости начала летных испытаний двигателей в середине 1961 г., планировал производить разработку ЖРД на основе уже проверенных конструкторских решений, реализованных в двигателях ракет Р-7 и Р-12. Мишин настаивал на разработке двигателя по замкнутой схеме с более высокими параметрами. Королев поддержал Мишина и в ходе полемики заявил о возможности разработки альтернативных двигателей в ОКБ главного конструктора авиамоторов Н.Д. Кузнецова.

Тогда это казалось лишь аргументом для воздействия на неуступчивого партнера. Да и о какой альтернативе могла идти речь, если разработка ключевых конструкций двигателя для новой ракеты в ОКБ-456 была начата еще в первом квартале 1958 г., т.е. задолго до этих споров. В ходе первых испытаний были использованы элементы двигателей ракеты Р-7, но работали они на режимах, выбранных для нового двигателя. При создании нового ЖРД широко использовался опыт разработки двигателей для ракет Р-7 и Р-12. Так, от них была позаимствована компоновка двигателя с четырьмя камерами и одним ТНА. Вместе с тем, конструкторские решения, примененные в двигателе, который получил обозначение 8Д716, вышли на более высокий технический уровень.

Споры и различные мнения в среде Совета Главных конструкторов являются нормальным элементом творческого процесса единомышленников. Poleмика является столь же обязательной, как и принятие в конечном итоге согласованного решения. Гораздо более сложной для Королева, нежели спор с Глушко, была задача убеждения руководства Министерства обороны в целесообразности разработки боевой ракеты на криогенном топливе. Наконец, в марте 1959 г. Минобороны согласилось с доводами Королева, и 13 мая 1959 г. вышло правительственное постановление "О разработке ракеты Р-9А".

Постановление устанавливало следующих головных разработчиков: по комплексу в целом - ОКБ-1, по двигателям первой ступени -

ОКБ-456, по двигателям второй ступени - ОКБ-154 с участием двигательного отделения ОКБ-1. Для изготовления двигателей на этапе доводки и последующего серийного производства подключался завод №24 Куйбышевского совнархоза. ОКБ-456 предписывалось выпустить конструкторскую документацию во втором-третьем кварталах 1959 г.

Был в этом постановлении среди множества пунктов один, ставший впоследствии "яблоком раздора" между Королевым и Глушко. Вот как он звучал: "С целью расширения проектно-конструкторской базы для дальнейшего совершенствования энергетических и эксплуатационных характеристик ЖРД привлечь к этим работам ОКБ-165 (главный конструктор т. Люлька) и ОКБ-276 (главный конструктор т. Кузнецов). ГКОТ и ГКАТ представить в ВПК предложения по разработке ЖРД в ОКБ-276 и ОКБ-165, имея в виду участие этих организаций в разработке двигателей для Р-9А". Незадолго до выхода постановления, в начале апреля 1959 г., ОКБ-1 утвердило техническое задание (ТЗ) на разработку двигателей в ОКБ-456 и ОКБ-154 по традиционной открытой схеме с ранее согласованными параметрами.

Затем ОКБ-456 приступило к разработке эскизного проекта, который был завершён в октябре 1959 г. Новый двигатель 8Д716 имел более совершенную конструкцию и характеристики по сравнению с двигателями ракеты Р-7. Его тяга была увеличена почти вдвое, удельный импульс стал больше на 15 кгс·с/кг. Для привода турбины и наддува баков использовались основные компоненты топлива (отказ от перекиси водорода и азота на борту ракеты), мощность ТНА была увеличена в 2,5 раза, повышено давление в камерах сгорания до 80 атм. Изменение направления вектора тяги обеспечивалось качанием основных камер, в связи с чем были ликвидированы рулевые агрегаты. Все операции по предстартовому обслуживанию выполнялись дистанционно. Для обеспечения пусков Р-9А из шахтного сооружения запуск двигателя был организован без предварительной ступени. Двигатель 8Д716 стал новым этапом в ряду мощных ЖРД первого поколения, работающих на кислородном окислителе.

Параллельно в ОКБ-276 под руководством Н.Д. Кузнецова разрабатывался эскизный проект двигателя для первой ступени Р-9А. В.П. Мишин сумел убедить С.П. Королева подписать ТЗ для ОКБ-276 на разработку ЖРД с давлением в камере сгорания 100 атм и дожиганием генераторного газа. Такая схема и параметры позволяли получить двигатель с более высокими энергетическими показателями, чем у двигателя 8Д716. В представленном ОКБ-276 эскизном проекте конструкция двигателя 8Д717 (более известного под обозначением НК-9) выглядела следующим образом. Двигатель тягой 35 тс (на первую ступень Р-9А устанавливаются 4 ЖРД) выполнен по закрытой схеме, имеет одну камеру, один ТНА и газогенератор. Все агрегаты автоматики представляют собой пироклапаны. В конструкции широко использованы титановые сплавы. Запуск двигателя осуществлялся от пусковой наземной установки, для синхронизации выхода четырех двигателей на основной режим запуск производился через промежуточную ступень. Достоинством двигателя НК-9 являлся более высокий по сравнению с двигателем 8Д716 удельный импульс тяги в пустоте (больше на 15 кгс·с/кг).

Оба эскизных проекта практически одновременно поступили в ОКБ-1. Активное лоббирование работ ОКБ-276 Мишиным привело к тому, что Королев решился на неординарный шаг. 25 ноября 1959 г. он обратился к секретарю ЦК КПСС Л.И. Брежневу с письмом, в котором сравнил проектные параметры двигателей 8Д716 и НК-9 и сделал вывод: *"После тщательного анализа проделанных в ОКБ-276 и ОКБ-456 работ по двигателям для ракеты Р-9 мы пришли к предложению о целесообразности принятия для этой ракеты одного двигателя НК-9, разрабатываемого ОКБ-276. Двигатель НК-9 может быть освоен в производстве и отработан в сроки не более длительные, чем это было предусмотрено для ОКБ-456"*. Прервем здесь цитирование письма и зададимся вопросом - знал ли Королев о производственных возможностях ОКБ-276? Определенно знал, так как далее в письме указывалось на необходимость оказания помощи ОКБ-276 в немедленном развитии его производственной и экспериментальной базы со стороны ГКАТ. Далее Королев ставил крест на двигателе Глушко: *"Работы же ОКБ-456 для Р-9 нам казались бы целесообразно прекратить..."* Не дождавшись немедленной реакции на это письмо, Королев повторил его 8 декабря в адрес отдела оборонной промышленности ЦК КПСС.

Что двигало тогда Королевым? Документальные свидетельства отсутствуют, да и вряд ли они могли быть. Нет ни малейшего сомнения, что Королев, решившись на такой шаг, понимал, как воспримет его демарш Глушко и к чему может это привести не только в их личных взаимоотношениях, но и деловых контактах между ОКБ-1 и ОКБ-456. Такие письма не могут быть плодом сиюминутного дурного настроения, это следствия позиции, занимаемой автором. Здесь, на мой взгляд, проявилась та черта характера Королева, которая привела к разладу в работе Совета Главных конструкторов: Королев все чаще и чаще действовал без согласования со своими партнерами, обращался, минуя все инстанции, непосредственно к высшим руководителям государства. Этому способствовало его безымянное возвеличение в средствах массовой информации как "Главного конструктора космонавтики". Не случайно В.П. Бармин в 60-х годах как-то обронил: *"Работали дружно, когда все были главными, а теперь появился один Главный конструктор..."*

Вернемся, однако, к содержанию письма. Если отбросить техническую суть обращения, то Королев предлагал пересмотреть провинительное постановление, принятое всего полгода назад, в подготовке которого он принимал личное участие. Вряд ли столь серьезные предложения могут лежать только в сфере личных интересов или отношений, обязательно должна быть техническая основа для такого поворота событий. Анализ последовавших действий позволяет с большой степенью уверенности установить движущие мотивы поступка. Королев планировал использовать двигатель НК-9, созданный по высокоэффективной замкнутой схеме, в своих будущих боевых и космических ракетах. Это предположение подтверждается тем, что в 1961 г. проект глобальной ракеты ГР-1 (а позднее - и ракеты Н1) предусматривал использование этих двигателей. Однако эти ракеты не состоялись, причем разработка ракеты ГР-1 была прекращена в 1964 г. как раз из-за неготовности двигателей НК-9.

Результатом обращения Королева в ЦК КПСС явилось указание председателю ГКОТ К.Н. Рудневу создать комиссию для подробного рассмотрения технических и организационных проблем разработки двигателей в ОКБ-456 и ОКБ-276. Это, пожалуй, был первый случай конкуренции при разработке ЖРД. В комиссию были представлены справки, содержащие характеристики разрабатываемых двигателей, сведения о передаче конструкторской документации на заводы, о состоянии дел в производстве по освоению выпуска двигателей. На засе-



**Двигатель НК-9В,
однокамерный высотный вариант НК-9**

дании комиссии 14 декабря 1959 г. выступил Глушко, об участии представителей от ОКБ-276 сведений нет, а сам Королев присутствовал. В своем докладе Глушко подробно проанализировал состояние дел, заострил внимание на новизне отработки двигателей закрытой схемы и заявил:

"- осуществление двигательной установки НК-9 потребует более длительного времени, чем это определено для разработки ракеты Р-9А;

- для обеспечения создания Р-9А в установленный срок и без дополнительного усложнения эксплуатации необходимо довести до конца разработку двигателя 8Д716 конструкции ОКБ-456".

В заключение Глушко подчеркнул, что ОКБ-276 обязательно должно получить возможность дальнейшей разработки двигателя НК-9 с целью расширения фронта работ по созданию ЖРД для ракет различного назначения.

Основное содержание своего доклада комиссии Глушко изложил в письме, направленном 25 декабря 1959 г. в 10 адресов, в том числе Д.Ф. Устинову, В.М. Рябикову, К.Н. Рудневу, М.И. Неделину и С.П. Королеву.

Последний быстро отреагировал, и 31 декабря 1959 г. в те же адреса ушло письмо, в котором Королев давал критический анализ каждому пункту, каждому положению, сформулированному в письме Глушко. В итоге Королев сделал следующие выводы:

"ОКБ-1 считает, что предложение тов. Глушко В.П. о предоставлении ОКБ-276 только "...возможности работать над двигателем НК-9 или другой аналогичной конструкции с целью расширения фронта работ по разработке ЖРД для различного назначения...", но не для изделия 8К75 (индекс заказчика ракеты Р-9А - В. Р.) является совершенно неправильным, крайне вредным и наносящим ущерб государственным интересам.

Тов. Глушко В.П. сам стоит на неправильных позициях в решении проблемы дальнейшего развития отечественного ракетного двигателестроения, в частности, в вопросе о путях дальнейшего конструктивного совершенствования мощных ЖРД, использующих химические источники энергии, и эту неправильную свою линию пытается распространить повсюду".

Технические характеристики двигателей для Р-9А		
Характеристика	8Д716 (РД-111)	НК-9 (8Д717)
Тяга в пустоте, тс	166	-
Тяга у земли, тс	143,5	38
Импульс в пустоте, с	317	328
Время непрерывной работы, с	110	150
Давление в камере сгорания, МПа	7,85	9,81

Комиссия, в состав которой входили специалисты отраслевых и военного институтов, работники комитетов и Министерства обороны, рассмотрела все мнения и подготовила решение, которое утвердил К.Н. Руднев. Основной вывод решения выглядел так: *"Не вдаваясь в полемику по техническим характеристикам обоих двигателей, необходимо отметить, что в выводах ОКБ-1 упущено основное обстоятельство, в связи с которым двигатель ОКБ-456 принят в качестве основного варианта для ракеты Р-9А. Это обстоятельство состоит в том, что двигатель ОКБ-456 создается на основе проверенных технических решений и, обладая в основном необходимыми параметрами, обеспечивает создание ракеты Р-9А в короткие сроки в пределах требований на это изделие"*.

Таким образом, предложение Королева о разработке для ракеты Р-9А только двигателя НК-9 было отвергнуто, а трещина в отношениях Глушко и Королева углубилась.

(Продолжение следует)

МЕХАНИЗМ СОЗДАНИЯ НАПОРА КРИОГЕННЫХ НАСОСОВ ПРИ "ГОРЯЧЕМ" ЗАПУСКЕ ЖРД

Посвящается светлой памяти Виктора Мартыновича Калнина, талантливого ученого, друга и товарища по совместной работе в области создания отечественной ракетно-космической техники.

В практике создания криогенных двигателей с минимальным временем запуска (так называемый "горячий запуск") нашло применение ускоренное (неполное) охлаждение насосов, что позволило повысить экономичность, получить выигрыш в массе силовой установки и значительно улучшить эксплуатационные характеристики двигателей. Ускоренное охлаждение криогенных систем подачи, по-видимому, применимо и в авиационных ГТД, например, при отказах или в других случаях. Для правильной организации процесса запуска существенное значение приобретает вопрос о напоре, который могут развить криогенные насосы в условиях неполного охлаждения конструкции. В данной статье приведены результаты исследования механизма создания напора криогенными насосами при "горячем" запуске двигателей, проведенного методом моделирования на жидком азоте в лабораторных условиях и на жидком кислороде в условиях натуральных систем.

Валентин Шерстянников, д.т.н.

Запуск ЖРД, использующих низкокипящее топливо, осуществляется обычно с предварительным, достаточно длительным (более 500 с) захлаживанием насосов криогенных компонентов. При этом элементы конструкции насосов и стенки трубопроводов принимают температуру, близкую к нормальной температуре низкокипящего топлива. Благодаря этому во время запуска двигателей насосы работают на однофазной жидкости и развивают нормальный напор в соответствии со своими обычными характеристиками.

Теория медленно протекающих нестационарных процессов охлаждения трубопроводов криогенными жидкостями, не сопровождающихся резкими изменениями гидродинамических параметров потока, является достаточно развитой, и для расчета таких процессов в литературе имеются критериальные зависимости. При ускоренном проведении запуска общее время рассматриваемых процессов не превышает нескольких секунд или даже долей секунды, в этом случае запуск проводится при неполном охлаждении насосов и, следовательно, при подаче частично газифицированных компонентов. Для правильной организации процесса важно знать, какой напор могут развивать криогенные насосы при запуске в

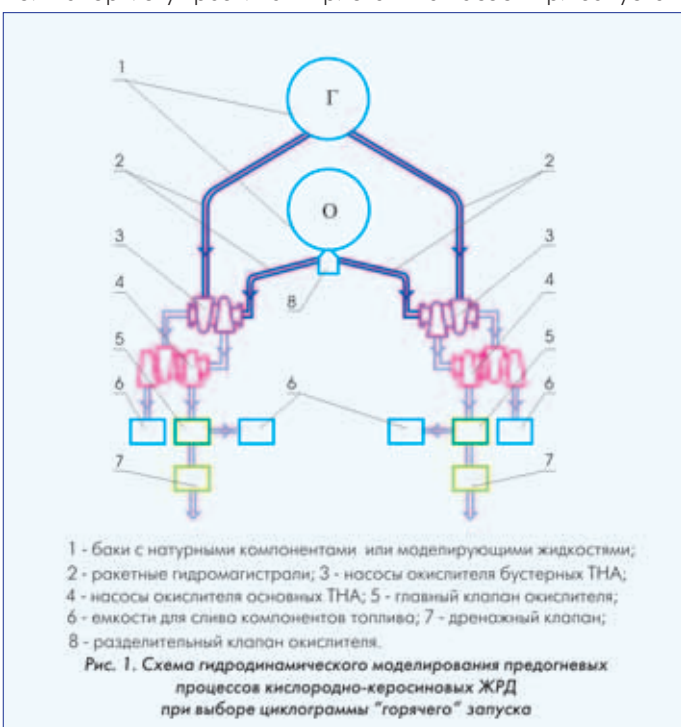
условиях ускоренного их охлаждения. Разработка и внедрение в опытных и перспективных двигателях систем "горячего" запуска, не требующих предварительного охлаждения конструкции, позволяет повысить экономичность, получить выигрыш в массе и значительно улучшить эксплуатационные свойства двигателей.

Впервые метод и схема запуска без предварительного охлаждения были реализованы на кислородно-керосиновом двигателе 1Д58 для ракеты типа "Союз". Этот метод запуска был применен также на двигателях НК-39 и НК-31 конструкции ОКБ Н.Д. Кузнецова для ракеты Н-1. Возможно применение такой системы запуска также и на перспективных кислородных и водородных двигателях. Поэтому представляет интерес разработка теории и методов расчета таких систем.

Для проектирования и доводки "горячего" запуска двигателей, наряду с развитием экспериментальных подходов, требуется создание достаточно надежных расчетных методов. Центральным моментом в построении математических моделей является разработка адекватного математического описания нестационарных теплофизических и гидродинамических процессов, протекающих в незахоложенных быстроразгоняющихся центробежных насосах. Теоретическое решение этой задачи является чрезвычайно сложным. Математических моделей и критериальных зависимостей для расчета таких процессов в литературе нет. Имеется значительный экспериментальный опыт, накопленный в этой области НПО "Энергия" и ОКБ Н.Д. Кузнецова, и построенные на нем теоретические представления о физической модели данного процесса. Задача состоит в дальнейшем развитии этих представлений и придании им более строгих количественных выражений.

Ниже приводятся результаты экспериментального изучения основных закономерностей таких процессов, проведенного методом гидродинамического моделирования. Оно включало в себя холодные проливы натуральных двигателей и их связок на специальных экспериментальных установках в ОКБ с целью выбора циклограммы управления запуском (рис. 1), а также исследование общих закономерностей сложных нестационарных теплофизических и гидродинамических процессов в системе подачи криогенного компонента двигателя на лабораторном стенде с подробным препарированием гидравлического тракта. Выявленные в процессе исследования закономерности присущи широкому классу систем данного типа.

Следует отметить, что в процессе создания двигателей вся информация, необходимая для правильной организации процесса запуска без предварительного охлаждения, получалась в основном при холодных испытаниях, а в ходе огневых



испытаний проводилась только окончательная проверка выбранных циклограмм. Такой методический подход позволил при отработке "горячего" запуска добиться полного исключения отказов двигателей.

В процессе лабораторных испытаний исследовалась система подачи применительно к двигателю НК-39, включающая основную ТНА с кислородным насосом. Испытания проводились на жидком азоте при строгом выдерживании требуемых параметров жидкости перед пусковым клапаном. Раскрутка турбины производилась пневмостартером. Пусковой клапан открывался с опережением на 3...20 с, необходимым для ускоренного охлаждения насоса. Таким способом имитировался процесс запуска двигателя.

В ходе эксперимента малоинерционной аппаратурой регистрировались давление, температура, объемный расход и сплошность рабочей среды на входе и выходе насосов, а также частота вращения ТНА и температура наружных стенок по длине трубопроводов. Давление азота на входе в пусковой клапан перед началом экспериментов устанавливалось равным 0,4 МПа, температура 82К (в отдельных опытах 91К), исходная температура конструкции насоса и трубопроводов составляла 243...263К.

В результате проведения экспериментов выявились следующие закономерности. На начальном этапе процесса сразу после открытия пускового клапана (рис. 2) имеют место три характерных участка:

1) на временном отрезке 0...0,4 с - заполнение входного трубопровода до подхода фронта жидкости к насосу;

2) на временном отрезке 0,4... 0,7 с - резкое снижение температуры и содержания газовой фазы в потоке на входе в насос и поступление в насос практически только жидкой фазы;

3) на временном отрезке 0,7...1 с - увеличение содержания газовой фазы на входе в насос.

На первом участке к моменту 0,4 с объемный расход рабочей среды на входе в насос достигает больших ("бросковых") значений порядка 16...20 л/с, затем он резко падает, вызывая сильный гидроудар по давлению на входе (выше 1,3 МПа); на остальном участке процесса (при $t > 3$ с) расход остается примерно постоянным, равным 2 л/с. При этом в интервале времени 1...20 с регистрируется постепенное уменьшение газосодержания в потоке до величины, не превышающей 5...7 % в конце указанного интервала. На этом временном отрезке стенки трубопровода остаются еще достаточно

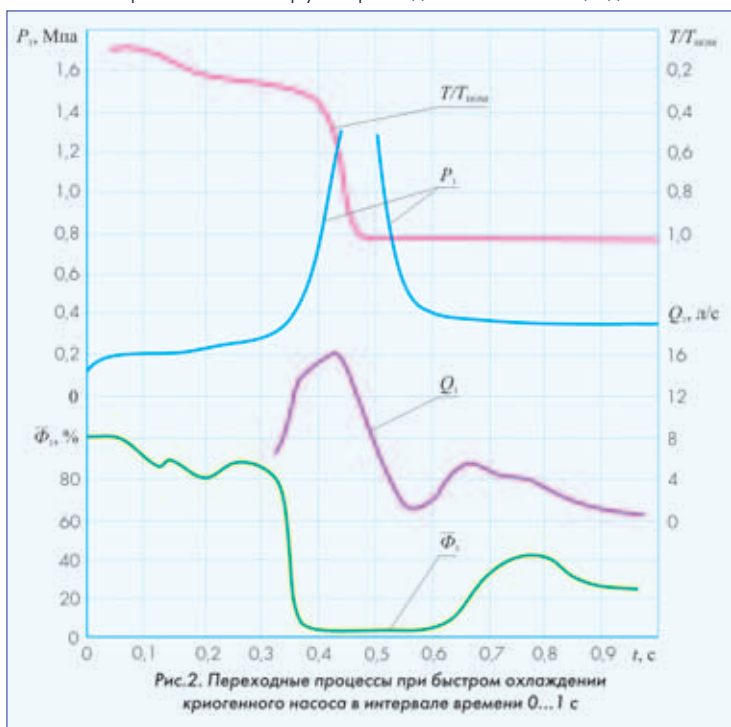


Рис.2. Переходные процессы при быстром охлаждении криогенного насоса в интервале времени 0...1 с

теплыми, их температура значительно (примерно на 80К) превышает температуру криогенной жидкости. Изменение объемного расхода, регистрируемого на выходе насоса, соответствует кривым изменения газосодержания на входе с учетом газификации жидкости в полости насоса. К моменту времени $t = 20$ с расходы на входе в насос и выходе из него сравниваются.

Наиболее важным для практики является протекание процесса на втором участке. Оно связано с образованием стержневой структуры потока во входном трубопроводе при большом расходе криогенной жидкости. Жидкое ядро потока занимает при этом основную часть проходного сечения канала и отделено от стенок тонким кольцевым слоем пара.

Реализация практически однофазного течения при высоких значениях температурного напора оказывается возможной благодаря пленочному кипению криогенной жидкости, возникающему на начальном этапе процесса. Образующийся при пленочном режиме кипения у стенки магистрали тонкий паровой слой, обладающий высоким термическим сопротивлением, обеспечивает сохранение жидкой фазы в ядре потока при достаточно высокой температуре стенок трубопровода. Это позволяет осуществлять запуск не полностью захлажденных насосов без срыва напора.

На рис. 3 приведена экспериментальная зависимость величины удельного теплового потока q от стенки к жидкому азоту в сосуде большого объема от температурного напора.

Значения коэффициента теплоотдачи в тракте исследуемого насоса рассчитаны по формуле:

$$q = a\Delta T = -\rho_w \cdot \delta_w \cdot (1 + \delta_w/D) \cdot c_w \cdot (dT_w/dt),$$

полученной из решения обратной задачи теплопроводности, а также на основании выражения:

$$Nu \cong a \cdot D / \lambda_w = 0,023 \cdot Re_{ж}^{-0,8} \cdot Pr_{ж}^{0,4} (T_w / T_{ж})^{-0,34},$$

описывающего квазистационарный теплообмен в канале диаметром D .

Здесь ρ_w , c_w и λ_w - плотность, теплоемкость и теплопроводность материала стенки; δ_w и T_w - толщина и температура стенки. Величины коэффициента теплоотдачи a , определенные двумя независимыми способами, существенно отличаются друг от друга. Это свидетельствует о сложности задачи и необходимости развития специальных адекватных ей методов расчета нестационарных коэффициентов теплоотдачи.

На рис. 4 приведен график изменения напора насоса при запуске с различными временами задержки включения стартера ($t_{cm} = 3; 5,5; 10$ и 20 с). Процессы получены при давлении на входе в насос, значительно превышающем критическое по срывной кавитационной характеристике насоса. По кривым нарастающей относительного напора $\bar{H} = (H/n^2)/(H/n^2)_{уст}$, взятого по отношению к напору, получаемому на конечном установившемся режиме $(H/n^2)_{уст}$, можно судить о характере изменения напора криогенного насоса в условиях неполного ускоренного охлаждения. Поскольку при данной серии опытов не представилось возможным задать время задержки включения стартера меньше 3 с, на графике отсутствует кривая изменения напора, соответствующая "захвату" жидкости вращающимся насосом на втором участке процесса ($t = 0,4...0,7$ с; $\bar{\Phi} = 5...7$ %). Другие опыты показали, что на начальном этапе процесса в ограниченном интервале времени, когда в насос поступает в основном жидкая фаза, он успевает развить достаточно высокий напор, необходимый для поддержания повышенного расхода криогенной жидкости и обеспечения нормального запуска двигателя. Величина этого интервала времени увеличивается с возрастанием отношения величины расхода через насос к массе захлаживаемой конструкции (входная магистраль и насос) $G_H/(M_{BX}+M_H)$.

Для систем подачи криогенного топлива двигателя указанная относительная величина является весьма большой. Благодаря этому длительность интервала времени, в пределах кото-

рого может осуществляться экстренный запуск с неполностью захлаженными насосами, составляет 5...10 с и более. Этого времени обычно достаточно для проведения всех операций управления запуском.

В описываемой серии опытов раскрутка насоса начиналась в момент времени $t > 3$ с, т.е. уже после окончания второго участка процесса, когда газосодержание в потоке на входе в насос значительно возросло. Из-за этого напор криогенного насоса появлялся не сразу, а только после некоторого периода ускоренного захлаживания конструкции повышенным расходом рабочей среды, возникавшим благодаря значительному уменьшению гидравлического сопротивления вращающегося насоса по сравнению с остановленным. Затем, при достижении определенной степени захлаживания, происходит резкое нарастание напора, и насос выходит на нормальный режим работы. С увеличением времени задержки включения стартера t_{cm} по отношению к моменту открытия пускового клапана уменьшается время задержки появления напора насоса t_H по отношению к моменту начала его раскрутки. При $t_{cm} = 3$ с задержка появления напора составляет $t_H = 2$ с, а при $t_{cm} = 20$ с она уменьшается до $t_H \approx 0,07$ с. Полученные результаты показывают, что ускоренное охлаждение и запуск криогенных насосов могут производиться и таким путем, но при этом время запуска и предпусковой выброс компонентов получаются значительно большими, чем при запуске насосов в указанном выше наиболее благоприятном начальном интервале времени (на втором участке), когда на входе в насос существует стабильный стержневой режим течения с малым содержанием газовой фазы.

Суммируя изложенное, можно сформулировать следующие положения. В начальный период ускоренного охлаждения криогенных насосов благодаря большому расходу криогенной жидкости возникает достаточно продолжительный стержневой режим течения на входе в насос с пленочным кипением жидкости и малым содержанием газа в потоке. Этот режим стабильно поддерживается некоторое время благодаря высокому термическому сопротивлению тонкого периферийного слоя пара, образующегося при пленочном кипении жидкости. Если раскрутку насоса произвести в интервале времени, когда существует этот режим, то насос будет создавать напор, достаточный для вывода системы подачи на рабочий режим. После выхода системы на режим дальнейшее

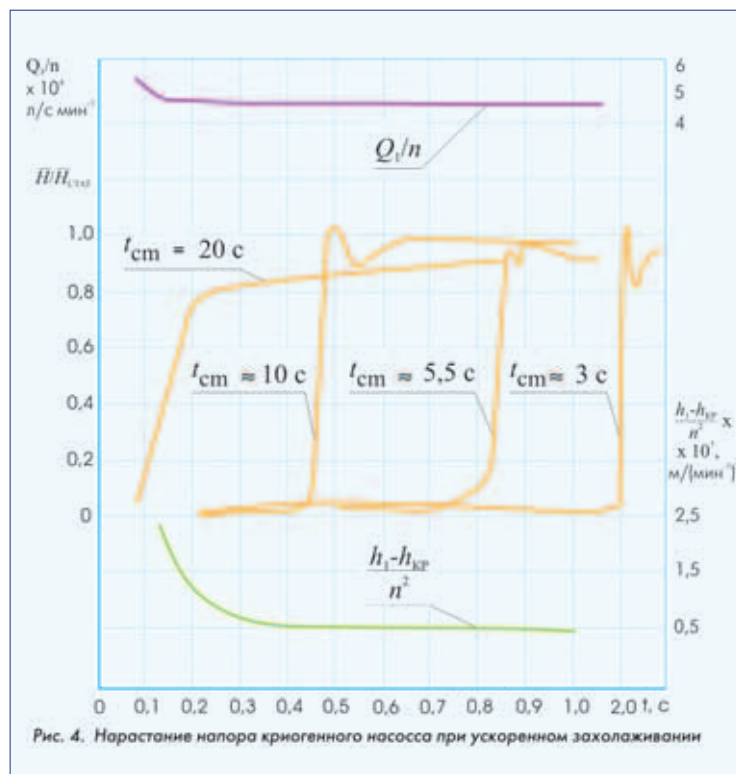
захлаживание конструкции протекает стабильно при повышенном расходе жидкости.

При другом возможном способе ускоренного охлаждения криогенных насосов, основанном на увеличении расхода охлаждающей среды при ранней раскрутке насоса, общее время запуска двигателей также сокращается, но при этом увеличиваются достартовые расходы компонентов и требуется большая продолжительность работы пусковых стартеров. Для определения наиболее благоприятных условий ведения процесса по этой схеме необходима многофакторная оптимизация определяющих параметров.

Холодными проливками натуральных двигателей было установлено, что оптимальное время заливки, обеспечивающее необходимые условия работы насоса в период запуска, равно 3,5...5,0 с. В двигателе НК-31 продолжительность начального этапа процесса была выбрана равной 3,5 с, а в двигателе НК-39 - в пределах 5 с, что потребовалось для выравнивания параметров в разветвленной подводящей магистрали четырехдвигательного ракетного блока. При этом был полностью исключен сброс окислителя за борт ракеты.

Стабильность работы и надежность систем запуска без предварительного охлаждения двигателей подтверждены комплексом испытаний: перегрузочных (в широком диапазоне значений внешних факторов) и специальных (с имитацией натуральных условий эксплуатации). Были проведены огневые пуски двигателей в крайних условиях, способствующих максимально ускоренному запуску, и в условиях крайне замедленного процесса. При всех испытаниях характеристики запуска без предварительного охлаждения были примерно такими же, как и для обычного запуска с предварительным охлаждением. Их показатели практически не выходили за пределы полей среднестатистического разброса параметров при обычном запуске. Надежность разработанных систем, как свидетельствовали результаты проведенных испытаний, была близка к 100 %.

Внедрение систем "горячего" запуска ЖРД позволило существенно сократить общее время запуска двигателей (до 5 с вместо 600...900 с), значительно снизить перегрузки конструкции в момент воспламенения топлива и уменьшить общую массу двигательных установок ракет-носителей. Отмеченные преимущества особенно важны при многократном запуске двигателей в полете. ▣





Вечером 21 августа с космодрома на мысе Канаверал (Флорида, США) стартовала новая ракета-носитель (РН) "Атлас" V. Успешный запуск европейского спутника был обеспечен установлен-

ным на первой ступени "Атласа" российским двигателем РД-180, разработанным и изготовленным НПО "Энергомаш им. академика В.П. Глушко". Этот двигатель уже использовался американцами ранее - он устанавливался на первой ступени РН "Атлас" III, первый старт которой с РД-180 был осуществлен 24 мая 2000 г.

ЖРД РД-180 был разработан на базе РД-170 совместно с фирмой Pratt & Whitney. Стремление "Энергомаша" выйти на американский рынок было вынужденным из-за свертывания отечественной космической программы и отсутствия государственного заказа на разработку и производство новых двигателей. Попытка оказалась успешной: высокий технический уровень и качество разработки позволили "Энергомашу" в начале 90-х годов выиграть тендер на создание двигателя для РН "Атлас" III, разрабатываемого корпорацией "Локхид-Мартин". В соответствии с предварительным соглашением предполагалось изготовление и поставка в США 101 двигателя. Пунктуальное выполнение контракта на поставку первых 20 двигателей РД-170 и успешные старты "Атласов" позволяют надеяться на продолжение взаимовыгодного сотрудничества.

Средства, полученные от выполнения коммерческих контрактов, позволили НПО "Энергомаш" организовать проведение научно-исследовательских работ, связанных с созданием новых двигателей. Среди них можно отметить разработку многоразовых трехкомпонентных двухрежимных ЖРД семейства РД-700 (двухкамерный двигатель РД-701 предназначен для авиакосмической системы МАКС, а однокамерный РД-704 планируется использовать в составе перспективной одноступенчатой РН с вертикальными взлетом и посадкой). Специалистами НПО "Энергомаш" проводятся исследования по применению в ЖРД сжиженного природного газа (метана), а также ведется разработка новых перспективных схем ЖРД. Успешно продолжаются испытания однокамерного двигателя РД 191 для нового семейства российских РН "Ангара". Эта ракета-носитель, как ожидается, станет первой отечественной модульной ракетой. При использовании возвращаемой первой ступени "Байкал", на которой установлен РД-191, "Ангара" будет весьма недорогой и получит возможность эффективно конкурировать с аналогичными зарубежными РН по стоимости запуска. **И**

ПАМЯТИ ЮРИЯ ЛЕОНИДОВИЧА СУХОРОСОВА

25 сентября 2002 г. на 64 году ушел из жизни генеральный директор, главный конструктор ОАО НПП "Аэросила", доктор технических наук Ю.Л. Сухоросов.

Вся трудовая деятельность Юрия Леонидовича была неразрывно связана с одним предприятием, которое он возглавлял последние 18 лет. Творческая инициатива, техническая грамотность, требовательность к себе и подчиненным, хорошие организаторские способности позволили ему блестяще пройти путь от рядового инженера-конструктора до генерального директора - главного конструктора.

Под его непосредственным руководством было создано семейство уникальных силовых винтовых преобразователей для сверхзвуковых самолетов с изменяемой стреловидностью крыла: Миг-23, Су-24, Ту-22М, Ту-160, что обеспечило широкую известность Сухоросова как технического руководителя этих работ.

В семидесятые годы им было возглавлено создание семейства подъемно-двигательных комплексов для кораблей на воздушной подушке: "Скат", "Зубр", "Джейран", "Кальмар", "Омар" и "Мурена". Успешное решение этой задачи было отмечено в ноябре 1978 г. присуждением ему Государственной премии СССР.

Положительным итогом комплекса работ по винтовентиляторной тематике, выполняемых под непосредственным руководством Сухоросова по 85 различным программам, стала разработка не имею-

щего мировых аналогов соосного винтовентилятора СВ-27 мощностью 14 000 л.с. для самолета Ан-70 и семейства многолопастных воздушных винтов с лопастями, выполненными из композиционных материалов, для самолетов нового поколения: Ил-114, Ан-140 и Ан-38.



Плодотворная деятельность Юрия Леонидовича, направленная на решение государственных задач, неоднократно отмечалась орденами Родины. Он являлся автором 164 изобретений, за большой вклад в развитие авиационной промышленности в 1989 г. ему было присуждено

звание "Почетный авиастроитель", а за научные труды по винтовентиляторной тематике присвоена ученая степень доктора технических наук.

В сложнейшие для страны 90-е годы дальновидная и продуманная политика Ю.Л. Сухоросова позволила активизировать работы, направленные на создание семейства конкурентоспособных вспомогательных газотурбинных двигателей нового поколения для использования на самолетах и вертолетах XXI века.

На финише второго тысячелетия предприятие провело сертификацию ВГТД ТА-12-60, а в 2001 г. - ТА-14 эквивалентной мощностью 79 кВт. Сегодня проходит испытания ТА-18-100 мощностью 262 кВт, а ТА-18-200 мощностью 375 кВт находится в процессе доводки. Характеристики этих ВГТД полностью удовлетворяют требованиям современной отечественной авиации.

Государственный подход и обязательность при выполнении любых задач, целеустремленность и высокая работоспособность, великолепные организаторские качества и всесторонняя техническая эрудиция обеспечивали Сухоросову высокий авторитет руководителя не только во вверенном ему коллективе НПП "Аэросила", но и у всей авиационной общественности страны. Авиастроение в лице Юрия Леонидовича понесло невосполнимую утрату. Светлая память о нем навсегда останется в сердцах создателей авиационной техники. **И**

Уважаемые подписчики!

Наш журнал начинает пятый год своего существования. Вы были с нами. Спасибо Вам за поддержку и участие. Надеюсь, мы не обманули Ваших ожиданий. Это же обещаем и в следующие годы. Стоимость годовой подписки (шесть номеров) в 2003 году не изменится и с учетом НДС (10%) и доставки составит 792 рубля. Оставайтесь с нами.

Главный редактор журнала
Александр Бажанов



Банковские реквизиты:
р/счет 40702810238120103672
в Лефортовском ОСБ № 6901 г. Москва
Сбербанк России г. Москва
ИНН 7722158920
кор/счет 30101810400000000225
БИК 044525225
ОКПО 18596795
ОКОНХ 87100

научно - технический журнал "Двигатель"

издается с 1999 года



Для оформления подписки необходимо перевести соответствующую сумму на расчетный счет получателя и направить реквизиты получателя (его фамилию, точный адрес, телефон) вместе с копией платежного поручения в редакцию.

Россия, 111116, Москва, ул. Авиамоторная, 2
ООО "Редакция журнала "Двигатели"

ВЫСОКИЕ ТЕХНОЛОГИИ — ЧЕЛОВЕКУ И ОБЩЕСТВУ!



МОСКВА - 2003

Четвертый Международный Форум

The Fourth International Forum
“High Technology of XXI”

ВЫСОКИЕ ТЕХНОЛОГИИ

XXI ВЕКА

“ВТ XXI - 2003”

21-25 АПРЕЛЯ 2003 г., МОСКВА
ВК ЗАО “ЭКСПОЦЕНТР”

Организаторы:

Правительство Москвы,
Комитет по реформированию оборонных предприятий,
расположенных в городе Москве

Министерство промышленности, науки и технологии
Российской Федерации

Институт экономики и комплексных проблем связи
АО “ЭККОС” (ООО “ЭКСПО-ЭККОС”)

Российский фонд развития высоких технологий - РФРВТ

Московская торгово-промышленная палата - МТПП

По вопросам участия обращаться:
Международная конференция

Форум ВТ XXI - 2003
Выставка ВТ - 2003

РФРВТ
тел.: (095) 954-8087, факс: 954-5008
e-mail: info@hitechno.ru

Участие зарубежных фирм и компаний
МТПП

тел.: (095) 132-7429, факс: 132-0733
e-mail: extrade@mtpp.org

АО “ЭККОС” ООО “ЭКСПО-ЭККОС”
тел.: (095) 331-0501
331-1333
факс: (095) 331-0900
331-0511

e-mail: expococos@nii-ecos.ru
www.nii-ecos.ru/expococos