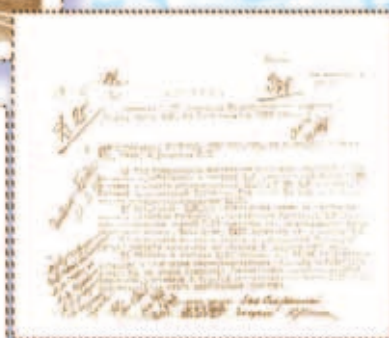
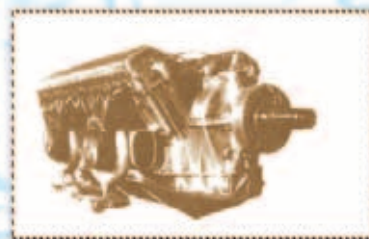


Двигатель

Научно-технический журнал № 5 (41) 2005

75 лет
ЦИАМ





Редакционный совет

- Аршавский А.Л.,**
гл. конструктор НПП "ЭГА"
- Бондин Ю.Н.,**
ген. директор ГП "НПК газотурбостроения
"Зоря"-Машпроект", Николаев
- Губертов А.М.,**
зам. директора ФГУП "Исследовательский центр
им. М.В. Келдыша"
- Данилов О.М.,**
ген. директор ЗАО "Центральная компания
МФПГ "БелРусАвто", Москва
- Дическул М.Д.,**
пред. совета директоров ОАО "Пермский
моторный завод" и "Авиадвигатель"
- 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 НПО "Энергомаш",
академик РАН
- Клименко В.Р.,**
гл. инженер ОАО "Аэрофлот - РМА"
- Кобзев С.А.,**
начальник Департамента локомотивного
хозяйства ОАО "РЖД"
- Коржов М.А.,**
руководитель проекта "Двигатель"
ОАО "АвтоВАЗ", Тольятти
- Крымов В.В.,**
зам. ген. директора ФГУП "ММПП "Салют"
по науке
- Кутенев В.Ф.,**
зам. ген. директора ГНЦ НАМИ по
внешнеэкономическим связям
- Лобач Н.И.,**
ген. директор ПО "Минский моторный завод"
- Муравченко Ф.М.,**
ген. конструктор МКБ "Прогресс", Запорожье
- Новиков А.С.,**
ген. директор ММП им. В.В. Чернышева
- Пустовгаров Ю.Л.,**
ген. директор ОАО "УМПО"
- Ружьев В.Ю.,**
первый зам. ген. директора Российского
Речного Регистра
- Селезнев Е.П.,**
ген. конструктор, ген. директор
КБХМ им. А.М. Исаева
- Скибин В.А.,**
ген. директор ГНЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова
- Соколовский М.И.,**
ген. конструктор, ген. директор
ОАО "НПО "Искра", Пермь
- Тресвятский С.Н.,**
ген. конструктор СНТК им. Н.Д. Кузнецова,
Самара
- Троицкий Н.И.,**
директор НИИ двигателей
- Фаворский О.Н.,**
академик, член президиума РАН
- Чепкин В.М.,**
первый зам. ген. директора НПО "Сатурн" по НИОКР
- Черваков В.В.,**
декан факультета авиадвигателей МАИ
- Чуйко В.М.,**
президент Ассоциации "Союз авиационного
двигателестроения"

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Бажанов

Заместитель главного редактора

Дмитрий Боев

Ответственный секретарь

Александр Медведь

Финансовый директор

Дмитрий Чекин

Редакторы:

Александр Гомберг, Андрей Касьян,

Валентин Шерстянников

Литературный редактор

Лидия Рождественская

Художественный редактор

Александр Медведь

Техническая поддержка

Ольга Лысенкова

В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:

Александра Бажанова,

Дмитрия Боева,

Александра Кириндаса,

Александра Медведя,

Владимира Романова

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111116, Россия, Москва,

ул. Авиамоторная, 2

Тел.: (095) 362-3925

Факс: (095) 362-3925

engine@zebra.ru

boeff@yandex.ru

www.dvigately.ru

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

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

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

Редакция не несет ответственности
за достоверность информации
в публикуемых материалах.
Мнение редакции не всегда
совпадает с мнением авторов
Перепечатка опубликованных
материалов без письменного
согласия редакции не допускается.
Ссылка на журнал при перепечатке
обязательна.

.....
Научно-технический журнал "Двигатель"
зарегистрирован в ГК РФ по печати
Reg. № 018414 от 11.01.1999 г.

Отпечатано

ЗАО "Фабрика Офсетной Печати"
Москва

Тираж 15 000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

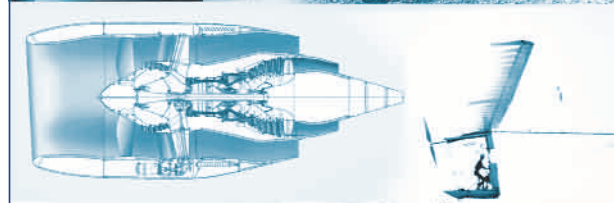
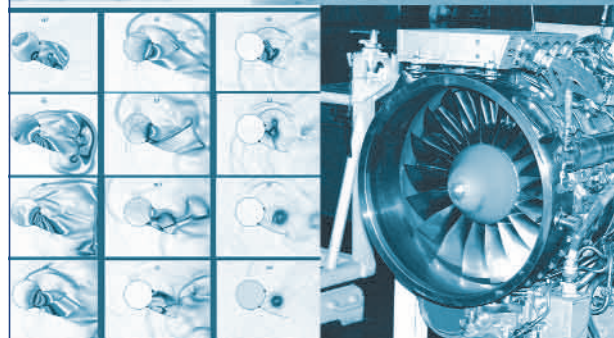
Цена свободная



®

СОДЕРЖАНИЕ

- 2. Юбилей национального центра авиационного двигателестроения России**
В. Скибин
- 3. Ядро авиационного моторостроения отечества**
В. Чуйко
- 4. Исследования ЦИАМ в обеспечение создания базового ТРДД нового поколения для магистральных самолетов**
В. Скибин, В. Солонин, М. Цховребов, А. Ланшин
- 8. Математическое моделирование принципиально новых типов устройств**
В. Скибин, А. Крайко
- 13. Молодежь, которая работает в науке**
А. Исянов
- 14. Свободная от недостатков предшественников**
А. Петухов
- 15. К десятилетнему юбилею "Авиамира"**
С. Чернавин
- 16. УСИД: что это такое?**
В. Милешин, Ю. Халецкий, Р. Шипов
- 18. Методы измерения в исследовательском эксперименте**
Г. Афанасьев, В. Маслов, Б. Минеев, М. Шехтман
- 20. ЦИАМ и "Салют" - семьдесят пять лет вместе**
Ю. Елисеев
- 22. УМПО - ЦИАМ**
Ю. Пустовгаров
- 23. РД1700: подготовка к летным испытаниям**
А. Бардычев
- 24. "Пермские моторы" и ЦИАМ - пример эффективного сотрудничества**
Н. Кокшаров, И. Максимов, Е. Гузачев,
Н. Андрюков, В. Белканов
- 28. Как любительское авиационное моторостроение в Советском Союзе стало профессиональным**
Э. Намсараев
- 30. Создание комплексной системы для испытания авиационных двигателей**
А. Поповьян, А. Попов
- 32. Инженер Пятов не боится конкуренции**
- 34. Состояние и некоторые возможные пути развития реактивной техники**
В. Богданов
- 38. Самолет - машина, в которой человек - двигатель**
- 40. Единый двигатель для подводной лодки**
А. Маринин
- 44. С легким паром!**
А. Кириндас
- 47. Буду любить всегда**
А. Маркуша
- 50. Памяти Анатолия Марковича Маркуши**
- 50. Я думаю - мое дело**
В. Романов
- 54. Сравнительные преимущества различных систем клапанов в автомобильных двигателях**
Б. Лобач-Жученко
- 56. Еще немного о приводах электроэрозионных станков**
П. Серебренецкий



ЮБИЛЕЙ НАЦИОНАЛЬНОГО ЦЕНТРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ РОССИИ



Владимир Скибин, генеральный директор ФГУП "ЦИАМ", д.т.н.

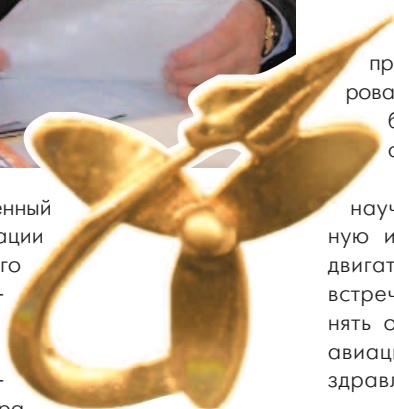
ведущими и развивающимися. О высоком уровне разработок института свидетельствовал интерес, проявленный посетителями недавно проходившего промышленного салона во Франкфурте.

Основной своей задачей, как и всегда, ученые ЦИАМ считают создание научно-технической базы создания перспективных двигателей и воплощение наработанного в жизнь. В ЦИАМ сохранились и продолжают развиваться научные школы, труды которых в области теории двигателей, гиперзвуковых технологий, теории пограничного слоя, турбулентности, горения, газовой динамики лопаточных машин, динамики и прочности, физико-технических проблем энергетики широко известны и используются специалистами в России и за рубежом. Долгие годы кропотливой работы многих поколений научных сотрудников, преемственность их труда позволили создать в Институте крупнейшую в Европе уникальную экспериментальную базу для проведения исследований двигателей, их узлов и систем. Наши стенды позволяют имитировать любые реальные условия эксплуатации, даже те, в которых летательным аппаратам еще только предстоит побывать. Работы в области компьютерного моделирования делают возможным правильное прогнозирование проблем, с которыми придется встречаться создателям новых авиадвигателей и находить пути преодоления трудностей.

В преддверии своего 75-летия ЦИАМ проводит две научно-технических конференции (всероссийскую молодежную и международную), посвященные проблемам создания двигателей XXI века. Наш институт с оптимизмом и надеждой встречает свой юбилей. Мы готовы и дальше с честью выполнять ответственную и почетную роль национального центра авиационного двигателестроения России. От всего сердца поздравляю сотрудников ЦИАМ с этой славной датой. **!**

3 декабря 2005 года Государственный научный центр Российской Федерации "Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова" (ЦИАМ) отмечает 75-летие. Институт был основан в 1930 г. по инициативе ведущих ученых и авиаконструкторов, поддержанной руководством страны. Со дня своего основания ЦИАМ - единый центр, осуществляющий координацию и научное сопровождение всех исследований и разработок в области авиационного двигателестроения в России. Это и фундаментальные исследования физических процессов, и конкретика совместных работ с ОКБ по созданию, доводке и сертификации новых двигателей, и сопровождение эксплуатации созданного. Во всех без исключения отечественных авиационных двигателях - значительная доля труда Института. На протяжении всей своей истории наш головной НИИ авиадвигателестроения участвует в процессе создания двигателей новых поколений.

Авиация всегда была одной из наиболее динамично развивающихся отраслей отечественной науки. Правильно построенная техническая политика ЦИАМ в наше экономически сложное время позволила его научным сотрудникам эффективно использовать имеющийся опыт. Это доказывается многочисленными контактами наших ученых практически со всеми основными авиапроизводителями мира:



Кадр из видеосъемки ЦИАМ

Редакция журнала "Двигатель" пользуется возможностью сердечно поздравить Владимира Алексеевича Скибина с 65-летием со дня рождения и пожелать ему крепкого здоровья, удачи во всех начинаниях и вдохновенного творческого поиска на избранной стезе.

ЯДРО АВИАЦИОННОГО МОТОРОСТРОЕНИЯ ОТЕЧЕСТВА

Виктор Чуйко, президент и генеральный директор АССАД



Так исторически сложилось, что Центральный институт авиационного моторостроения был и остается основным ядром авиационного, скажу даже шире, газотурбинного двигателестроения в нашем Отечестве. Это было в Советском Союзе, это остается и сегодня в России и странах СНГ. Трудно переоценить роль ЦИАМ и в международной интеграции. Деловые связи Центрального института авиационного моторостроения с зарубежными моторными фирмами позволяют ему держать руку на пульсе развития авиационного моторостроения мира. Ни в одной другой стране нет такого центра исследования, разработки, проектирования авиационных двигателей, который можно было бы поставить рядом с ЦИАМ по значимости в отрасли.

ЦИАМ вносит огромную долю в повышение эффективности каждого разработчика, завода-производителя, ремонтника и эксплуатанта авиационных двигателей России. Весь комплекс вопросов - начиная от разработки методик расчетов, испытаний, проверок, сертификации и вплоть до выдачи заключений по принципиальным вопросам создания авиадвигателя и анализа его эксплуатационной надежности, прочности, газодинамики отдельных элементов находится под пристальным вниманием ЦИАМ.

Конечно, такую громадную работу коллектив может осуществлять только при высокой квалификации сотрудников. Основные специалисты ЦИАМ - ведущие ученые отрасли. Весьма важно, что все они постоянно занимаются решением практических задач отрасли, а значит - знакомы с насущными вопросами авиационного моторостроения.

Научно-технические советы, проводимые в ЦИАМ, всегда проходят с аншлагом. Здесь происходит живой обмен мнениями, специалисты ЦИАМ обобщают приводимые сотрудниками отрасли и находящиеся в документах технической информации факты. Результаты научного анализа предлагаются специалистам предприятий для использования в практической деятельности.

Конечно, в день юбилея института хочется низко поклониться всем научным сотрудникам ЦИАМ, поблагодарить их за проделанную работу, высокое качество ее и научную значимость. Хотел бы высказать надежду, что и впредь институт будет находиться на передовых рубежах развития авиационного двигателестроения. Особо теплые слова хочется сказать в адрес инженеров и ученых, много проработавших в Институте. Не хочу здесь называть их ветеранами, поскольку трудовой вклад определяется скорее не сроком работы в отрасли, а значимостью сделанного. Я поздравляю тех, кто работает сегодня и уже внесли свой вклад в развитие двигателестроения и тех, кто работал раньше и на чьих трудах базируется современное состояние авиационной науки и отрасли в целом.

Желаю всем вам здоровья и новых творческих успехов в развитии научной базы авиационного двигателестроения Отечества.



ДВИГАТЕЛИ

Девятый 2006

МЕЖДУНАРОДНЫЙ САЛОН

11 - 15 апреля 2006 года. ВВЦ, Москва



- авиационные и космические двигатели
- двигатели для автомобилей, тракторов, судов
- двигатели для железнодорожного транспорта
- двигатели для газо- и нефтеперекачивающих агрегатов
- двигатели для энергетических установок
- электродвигатели, ветродвигатели
- микродвигатели для спортивного моделизма
- двойные технологии
- компьютерные разработки
- металлообработка и инструменты
- металлургия
- топлива, масла, смазки
- перспективные научные и инвестиционные проекты
- ремонт и сервисное обслуживание

Ассоциация "Союз авиационного двигателестроения"

По вопросам выставки и конгресса обращаться по адресу:

105118, Москва, проспект Буденного, 19 тел./факс: (095) 369-8048, 366-4588

E-mail: assad@assad.ru <http://www.assad.ru>

ИССЛЕДОВАНИЯ ЦИАМ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ БАЗОВОГО ТРДД НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ ДЛЯ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ

ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова": **Владимир Скибин**, генеральный директор, д.т.н.
Валентин Солонин, заместитель генерального директора по науке, к.т.н.
Михаил Цховребов, начальник отделения, к.т.н.
Александр Ланшин, начальник отдела, д.т.н.

С середины XX века авиадвигателестроителями мира пройден путь пяти поколений развития авиационных ГТД. Каждое следующее поколение отличалось от предыдущего улучшенными эксплуатационными качествами и параметрами рабочего процесса, а также большим конструктивно-весовым совершенством. Дальнейшее продвижение по пути совершенствования авиадвигателей, особенно в условиях жесткой конкуренции свободного рынка, требует увеличения затрат и сроков на разработку. Учитывая, что средняя продолжительность жизненного цикла авиадвигателя со всеми его модификациями составляет около 40 лет, при закладке нового двигателя должны применяться самые передовые технические решения, обеспечивающие ему потребительскую привлекательность на долгие годы. Период создания базового ГТД нового поколения обычно в 1,5...2 раза больше периода создания нового самолета, что требует опережающей подготовки научной основы для разработки перспективного двигателя.

До начала 90-х годов при выполнении опытно-конструкторских работ (ОКР), изготовлялись большие партии опытных двигателей, исследовалась их работа и экспериментально "доводились" детали и узлы в системе двигателя. Сегодня этот опыт (весьма затратный и требующий много времени) явно неприемлем. Основой современной методологии стало проведение опережающих научных разработок, создание "научно-технического задела" (НТЗ) и демонстрация технологической готовности к созданию двигателя нового поколения. Это обеспечивает сокращение в 3...4 раза сроков и стоимости этапов проектирования, сертификации и освоения серийного производства. На процедуру сертификации в этом случае требуется не более 8 - 10 двигателей.

Именно такой подход был предложен специалистами ЦИАМ для обеспечения технологической готовности к разработке базового ТРДД нового поколения в классе тяги 12 тс для перспективного ближне-среднемагистрального самолета (БСМС на 130 - 170 пассажиров). Создание такого двигателя предусмотрено федеральной целевой программой "Развитие гражданской авиационной техники России на 2002 - 2010 годы и на период до 2015 года".

Исследования и проектные проработки велись в тесном контакте со смежными НИИ: ЦАГИ, ГосНИИГА, ВИАМ, ВИЛС, НИАТ и предприятиями авиадвигателестроения (ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова", ОАО "Авиадвигатель", ОАО "НПО "Сатурн", ФГУП "ММП "Салют", ФГУП "НПП "Мотор", ОАО "НПП "Аэросила", ГП "Ивченко-Прогресс", ОАО "Мотор Сич" и др.). Работа предусматривает до начала ОКР выполнение следующих этапов:

1) Разработка на основе анализа тенденций и прогноза развития авиадвигателей предварительного ТЗ на новый ТРДД в клас-

се тяги 12 тс как базового объекта создания НТЗ по отдельным узлам и системам. На этом этапе в ЦИАМ двигатель получил условное обозначение "ТРДД-2005".

2) Выбор параметров рабочего процесса и предварительное формирование технического облика узлов. При этом происходит выявление ключевых технологий создания двигателя с учетом применения освоенных или опытных конструкционных материалов и покрытий.

3) Разработка, изготовление и испытания экспериментальных объектов для подтверждения эффективности новых технических решений и идентификации математических моделей высокого уровня, применяемых в дальнейшем при проектировании узлов ТРДД. Испытание образцов для получения характеристик конструкционной прочности опытных сплавов.

4) Разработка ТЗ на конкурсную разработку технических предложений по созданию ТРДД нового поколения для БСМС. Разработка предприятиями отрасли соответствующих технических предложений и проведение конкурса.

5) Формирование на основе победившего в конкурсе проекта двигателя мощной проектно-производственной кооперации предприятий авиадвигателестроения. Эта кооперация при ограниченном участии государства способна взять на себя весь объем работ по проектированию двигателя и обеспечению его конструкционной надежности, экспериментальной поузловой отработке новых технических решений и технологий, проверке их на экспериментальных узлах, газогенераторе и демонстрационном двигателе. Это же объединение должно обеспечить подготовку серийного производства, изготовление двигателей для сертификационных испытаний и начала летной отработки БСМС.

За рубежом в указанном классе тяги 9...15 тс ведется интенсивное модифицирование прежде всего современных массовых ТРДД семейств CFM56 (объединения CFMI) и V2500 (объединения IAE), применяющихся на самолетах корпорации Boeing - B.737 всех модификаций (CFM56-3 и -7), и Airbus - A318, 319, 320, 321, 340 (CFM56-5A, B, C и V2500). Кроме того, активно создаются двигатели 5-го поколения (ТРДД PW6000, программы Tech56 (CFMI), VISTA (IAE), DEM21 (SNECMA), HDV12 (MTU) и др.) и начаты исследования ТРДД 6-го поколения (программы VAATE, UEET, VITAL и др.). Практически во всех новых разработках двигателей гражданской авиации, проводимых в США, широко используется НТЗ по новым технологиям, узлам и демонстрационным двигателям. Этот задел создается с 90-х годов в рамках государственных программ и программ фирм с годовым объемом финансирования более \$400 млн (ИПРТЕТ и др.). В результате фирмы США способны разрабатывать и сертифицировать любой двигатель не более чем за 3-4 года, а также модифицировать серийные двигатели,

приближая их характеристики к уровню показателей двигателей нового поколения.

Отечественные серийные двигатели (НК-8-2У, НК-86, Д-30КУ(154)/КП), разрабатывавшиеся в 60-70-х годах XX века, не могут конкурировать на мировом рынке. Анализ показывает, что и более современные двигатели типа ПС-90А не могут быть основой для разработки перспективного ТРДД БСМС. В настоящее время в России необходимо создание нового базового двигателя, конкурентоспособного на мировом рынке на период, по крайней мере, до 2030-2040 г. Сложность этой задачи и ее масштабы выводят создание ТРДД нового поколения для БСМС в проект национальной значимости. Они требуют революционных решений по всем узлам двигателя и технологиям их создания. Следует учесть, что газогенератор этого двигателя должен стать основой для семейства ТРДД в классе тяги 7...20 тс, обеспечивающих потребности всего перспективного отечественного парка магистральных и региональных самолетов с числом пассажиров от 70 и более.

Перспективный конкурентоспособный ТРДД для БСМС должен реализовать беспрецедентные для отечественного двигателестроения показатели. По надежности - 200 тыс. ч на выключение двигателя в полете, а по ресурсу - 20 и 40 тыс. полетных циклов для основных деталей, соответственно, "горячей" и "холодной" части двигателя. Также необходимо со значительным запасом удовлетворить международные требования по уровню шума и эмиссии вредных веществ. Для снижения двигательной составляющей прямых эксплуатационных расходов БСМС примерно на 25 % требуется повышение экономичности двигателя на 10...15 % (по отношению к ТРДД CFM56 и V2500), улучшение его эксплуатационной технологичности и увеличение времени между посещениями цеха для ремонта (не менее чем до 12 500 ч). При парке 100 БСМС годовая экономия авиационного керосина составит около 500 тыс. т, что оценивается в 8...10 млрд руб. Благодаря повышению ресурсов дополнительная экономия составит около 5 млрд руб. в ценах 2005 г. Система автоматического контроля, создаваемая с использованием передовых микропроцессорных электронных технологий без гидромеханического резерва, должна быть интегрирована с системами самолета, информационно-измерительной системой, системой контроля и диагностики технического состояния силовой установки. Эти системы должны обеспечивать прогрессивную форму эксплуатации двигателя "по надежности".

С учетом действия на новом двигателе всех приведенных факторов было установлено, что новый ТРДД должен иметь высокую степень двухконтурности ($m = 8...11$) и двухвальную схему с отдельными контурами. Показано, что при этом уровне двухконтурности могут рассматриваться двигатели как с приводом вентилятора через редуктор (ТРДД-2005А), так и безредукторной схемы (ТРДД-2005В и С).

Применительно к газогенератору на начальной стадии исследований также рассматривались два варианта: для ТРДД-2005А и С - с одноступенчатой ТВД и шестиступенчатым КВД с $\pi_{\text{квд расч}}^* \approx 14$, а для ТРДД-2005В - с двухступенчатой ТВД и семиступенчатым КВД с $\pi_{\text{квд расч}}^* \approx 20$ (величины $\pi_{\text{квд расч}}^*$ выбраны с учетом увеличения среднего значения степени повышения давления в ступени КВД до 1,53...1,55 против 1,24 у КВД ПС-90А и 1,37 у КВД GE-90). В результате анализа с учетом высокой удельной стоимости узла ТВД и заметного увеличения расхода охлаждающего воздуха был сделан выбор в пользу первого варианта. При этом параметры выбранного газогенератора заметно выше по сравнению с параметрами газогенератора фирм Pratt-Whitney, MTU и SNECMA для ТРДД PW6000, PW800 и SaM146 (число ступеней 6+1, $\pi_{\text{квд}}^* = 10...11$ и $\pi_{\text{твд}}^* \approx 4,0$), вводимыми в эксплуатацию в 2006-2008 гг., и не уступают по параметрам газогенератору, разработанному фирмой GE по программе Tech56 ($\pi_{\text{квд}}^* = 14,7$ в шести ступенях при $\pi_{\text{твд}}^* = 4,55$).

При формировании системы охлаждения турбины ТРДД для БСМС учтены запасы по $T_{\text{г}}$, составляющие по отношению к взлетному режиму при стандартных атмосферных условиях без

учета отборов воздуха на самолетные нужды, около 240 К (у ТРДД CFM56 ~ 220 К), включая 65...70 К для кратковременного повышения $T_{\text{г}}$, обеспечивающего увеличение тяги на максимальном взлетном режиме при одном отказавшем двигателе, и 150...170 К на поддержание взлетной тяги двигателя до $t = 30$ °С при $P_{\text{н}} = 730$ мм рт. ст. в течение межремонтного периода с учетом разброса в производстве, изменения параметров в эксплуатации, на доводку и развитие двигателя и др.

Основные конструктивно-схемные решения, принятые при формировании технического облика перспективного базового ТРДД и его газогенератора, отражены в таблице.

Основные этапы	Варианты ТРДД	
	С редуктором (ТРДД-2005А)	Без редуктора (ТРДД-2005С)
Анализ тенденций развития рынка и конкурентов	Класс тяги - 12 тс Семейство 7...20 тс	
Определение номенклатуры материалов	Освоенные и опытные	
Выбор параметров цикла $\pi_{\text{кСкр}}^*, T_{\text{г макс}}^*$	$\pi_{\text{кСкр}}^* = 35...40, T_{\text{г макс}}^*$ с учетом запаса 240 К по отношению ко взлетному режиму при МСА без отборов воздуха и мощности	
Выбор схемы газогенератора	Одновальный ГГ	
Выбор схемы ТВД	Одноступенчатая ТВД	
	$\pi_{\text{т}}^* = 4,8$	$\pi_{\text{т}}^* = 4,65$
Выбор числа ступеней и степени повышения давления КВД	$Z_{\text{квд}} = 6, \pi_{\text{к расч}}^* \approx 14$	
Выбор степени двухконтурности и схемы двигателя	$m_{\text{кр}} \approx 11$	$m_{\text{кр}} \approx 8,5$
	Раздельные контуры	
Выбор степени повышения давления в вентиляторе и подпорных ступенях	1,40 × 2,60	1,56 × 1,85
Выбор приведенной окружной скорости вентилятора, $U_{\text{впркр}}, \text{ м/с}$ (крейсерский/взлетный режимы)	367/320	400/355
Выбор передаточного отношения редуктора $i_{\text{ред}}$	$\approx 2,5$	-
Формирование исходных данных для разработки узлов и систем	1+(ред)+3+6 = = 1+3	1+4+6 = = 1+5

В процессе исследования было показано (к.т.н. Ю.Д. Халецкий и д.т.н. Р.А. Шиповым), что основным фактором снижения уровня шума ТРДД большой степени двухконтурности до требуемого уровня (нормы стандарта ИКАО (Главы 4) - 10 EPNдБ) является снижение окружной скорости вентилятора от значений, характерных для двигателей 4-го поколения $U_{\text{в.пр.кр}} = 430...450$ м/с, до $U_{\text{в.пр.кр}} = 370...400$ м/с. Отрицательным следствием такого ша-

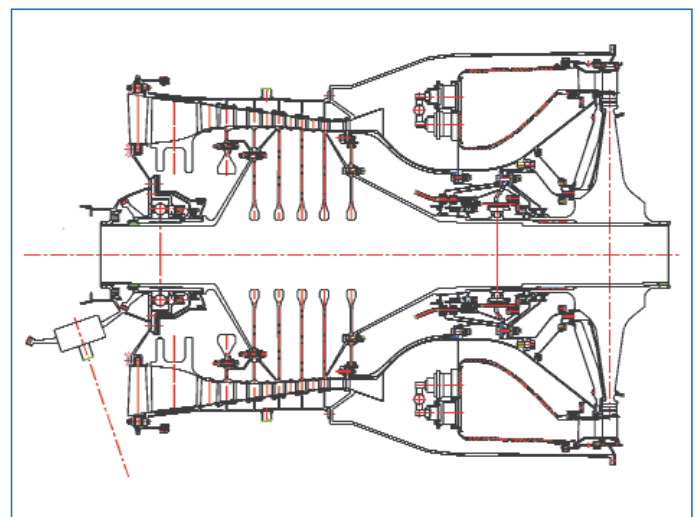


Рис. 1. Базовый газогенератор для ТРДД нового поколения

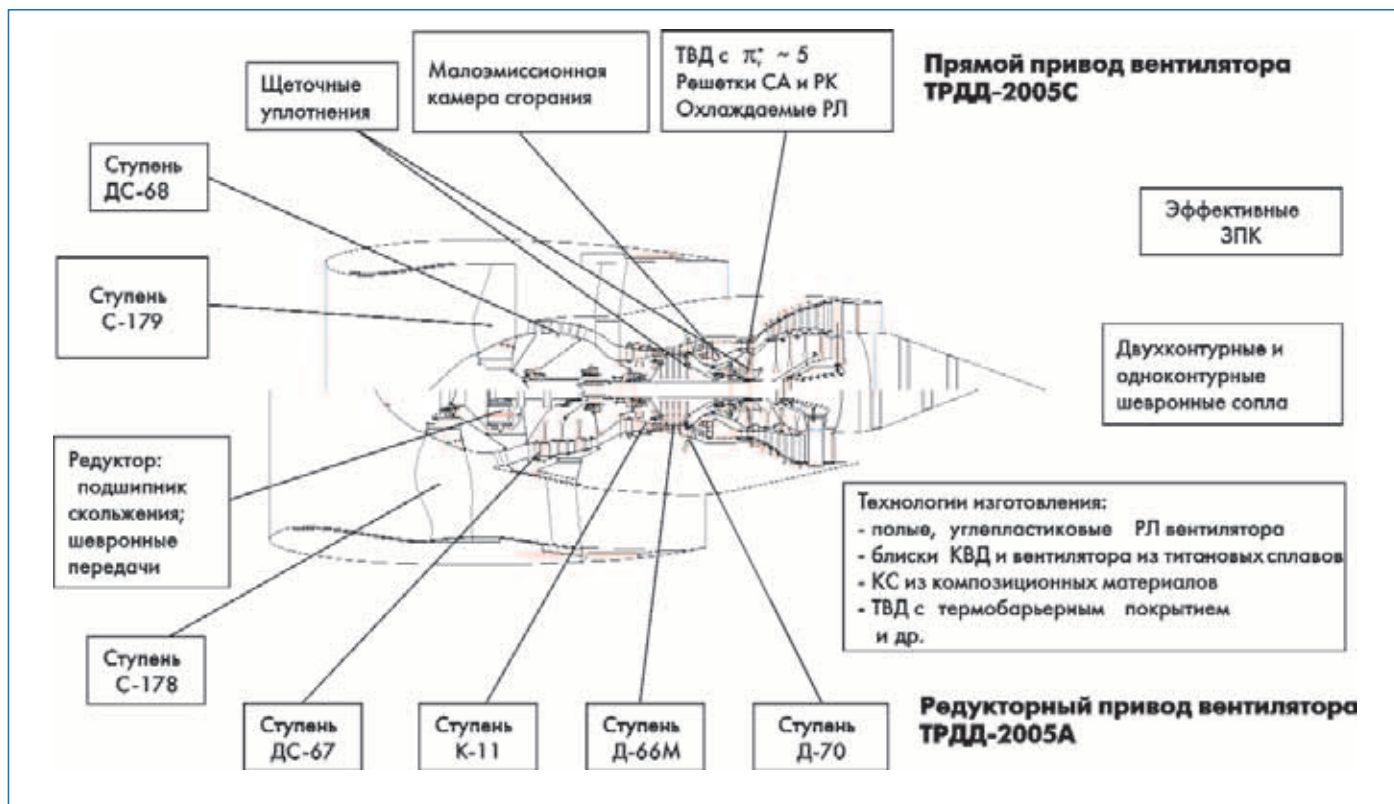


Рис. 2. Экспериментальные объекты, разрабатываемые и исследуемые для ТРДД нового поколения в соответствии с "Программой создания НТЗ в обеспечение разработки ТРДД нового поколения для магистральных самолетов гражданской авиации"

га является либо появление редуктора, либо (в безредукторной схеме) увеличение числа ступеней подпорного каскада вентилятора и турбины низкого давления. В обоих случаях снижение $U_{в.пр.кр}$ побуждает к уменьшению $\pi^*_в$ при сохранении аэродинамической нагруженности вентилятора.

Другим важным решением, в первую очередь для ресурсных показателей основных деталей двигателя, является выбор максимальной частоты вращения ротора газогенератора, лимитируемой, главным образом, прочностью и трещиностойкостью диска ТВД, который находится в весьма напряженных условиях (окружная скорость на ободу диска примерно на 25 % выше, чем у высоконагруженных ТВД двигателей 4-го поколения). Показано, что

даже при условии охлаждения диска ТВД воздухом из промежуточной ступени КВД для его изготовления необходим высокопрочный сплав типа гранулированного жаропрочного никелевого сплава ЭП962НП или деформируемого сплава ЭК152.

На основе базового газогенератора (рис. 1), размерность которого характеризуется приведенным расходом на выходе из КВД $G_{г.пр.вых} = 2,35...2,8$ кг/с, разработан технический облик и определены основные характеристики конкурентоспособных ТРДД большой степени двухконтурности двух типов (рис. 2): с прямым приводом вентилятора (ТРДД-2005С) и с редукторным приводом вентилятора (ТРДД-2005А), а также их узлов. Удельный расход топлива этих двигателей на крейсерском режиме при $M = 0,8$ и

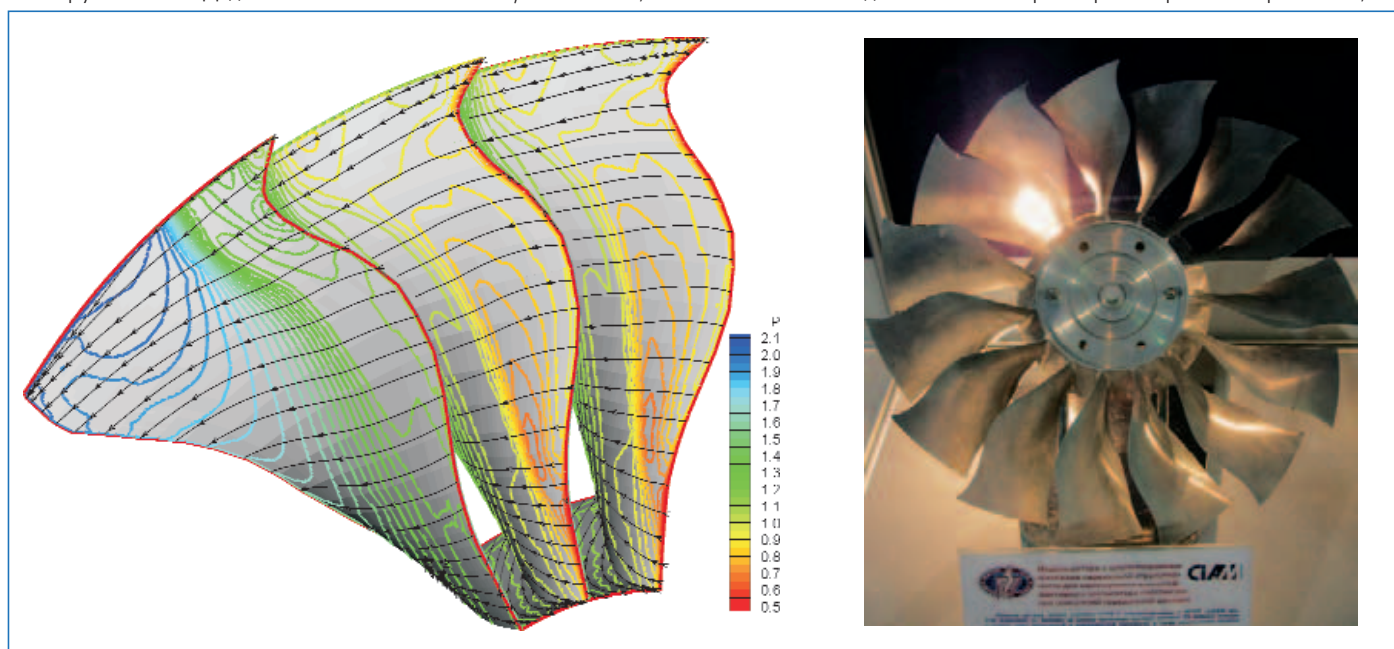


Рис. 3. Рабочее колесо модельной ширококордной вентиляторной ступени С-178
 Проектные данные: $\pi^* = 1,4$ $G_{в.пр} = 25,1$ кг/с $h^*_{ад} = 0,91$ $U_{в.пр} = 367$ м/с $D_k = 0,400$ м $d_1 = 0,3$

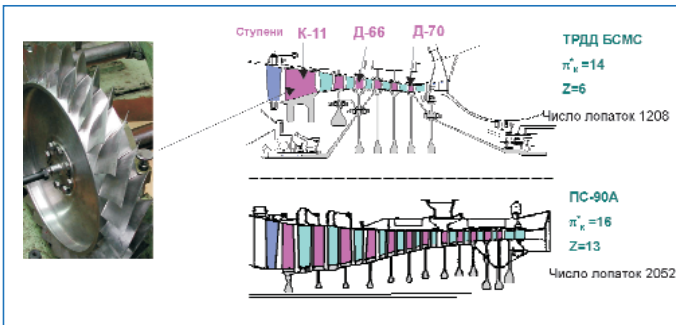


Рис. 4. КВД ТРДД БСМС и ПС-90А. Рабочее колесо модельной типовой сверхвысоконапорной первой ступени КВД - ступени К-11. Проектные данные ступени К-11: $\pi^*_{к} = 2,47$; $G_{в.пр} = 17,7 \text{ кг/с}$; $h^*_{ад} = 0,877$; $U_{в.пр} = 428 \text{ м/с}$; $D_k = 0,4945 \text{ м}$; $d_1 = 0,712$

$H = 11 \text{ км}$ на 25...30 % ниже, чем у эксплуатируемых отечественных двигателей данного класса тяги и на 8...12 % по сравнению с двигателями семейства CFM56.

В разработке НТЗ для ТРДД нового поколения задействован весь научный потенциал ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова" от фундаментальных исследований в различных областях научных дисциплин, связанных с условиями функционирования двигателя и его элементов, до создания замкнутых междисциплинарных систем математического моделирования, применяемых на разных стадиях его проектирования и экспериментальной отработки новых технических решений по узлам и системам. Разработанные в ЦИАМ математические модели (ММ), в том числе "4D" - с учетом нестационарности процессов, позволяют проектировать высоконагруженные лопаточные машины, исследовать генерацию шума в источнике, срывные явления, особенности турбулентных течений, механику развития трещин, поведение конструкций в условиях сложного нагружения, рассчитывать процесс горения с учетом химической кинетики и др.

Указанные ММ были применены при проектировании основных узлов нового ТРДД - широкохордного вентилятора с к.п.д. 91...92 % и облегченными (полыми, углепластиковыми или комбинированными) рабочими лопатками, высоконагруженного шестиступенчатого КВД ($\pi^*_{квд} = 14$) с применением ступеней типа "блиск", малоэмиссионной камеры сгорания большого ресурса, высокоперепадной одноступенчатой турбины ВД ($\pi^*_{твд} = 4,6...5,0$) и др.

Проведенные в 1999 - 2005 гг. ЦИАМ в тесном контакте с ОКБ исследования позволили значительно продвинуться в определении рационального технического облика узлов, базового газогенератора и ТРДД на его основе. Для каждого узла нового двигателя определены ключевые технические решения и критиче-

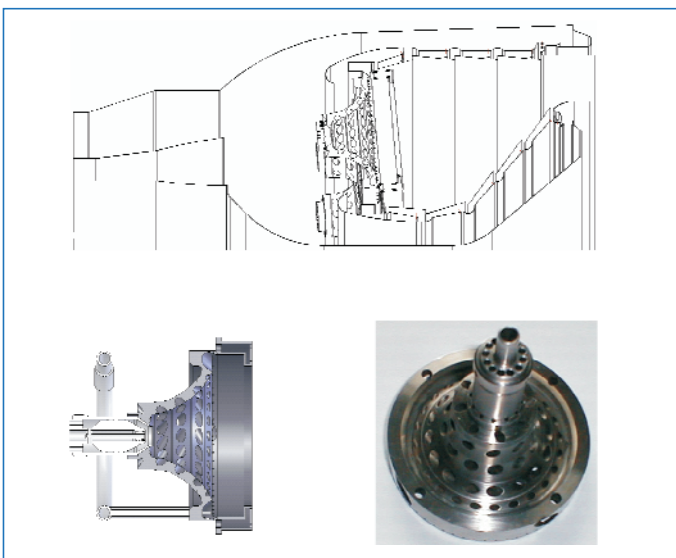


Рис. 5. Схема струйного фронтального устройства для малоэмиссионных камер сгорания с нишевой стабилизацией пламени

ские технологии, спроектированы модельные образцы, явившиеся основой утвержденной Росавиакосмосом в 2002 г. "Программы создания научно-технического задела в обеспечение разработки ТРДД нового поколения для магистральных самолетов гражданской авиации" (рис. 2). Существенное продвижение по пути создания новых экспериментальных объектов произошло в 2004 г. в рамках НИР "Программа НТЗ" (головной исполнитель - ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова", соисполнители: ВИАМ, ВИС, НИАТ, ОАО "Авиадвигатель", ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова", ФГУП "ММПП "Салют", ФГУП "НПП "Мотор", ОАО "НПП "Аэросила", ОАО "Композит", ОАО "Мотор Сич" (на внебюджетной основе) и др.).

В 2004 - 2005 гг. начаты экспериментальные исследования модельных вентиляторных ступеней С-178 (ступень изготовлена, начаты испытания, рис. 3) и С-179 (изготовление по плану до конца 2005 г.), типовых ступеней КВД - К-11 (рис. 4), Д-66М2, Д-70, фронтных устройств (ФУ): с гомогенизацией горючей смеси и струйного ФУ, для камер сгорания с нишевой стабилизацией пламени (рис. 5), двухслойных ЗПК, двухконтурных шевронных сопел, первых образцов моделей полых вентиляторных лопаток с несущими стержнями из композиционных материалов и с тонкостенной титановой обшивкой (рис. 6), модельных щеточных уплотнений, наддоторных устройств для снижения шума вентилятора и повышения устойчивости компрессорных ступеней и многих других элементов перспективного двигателя.

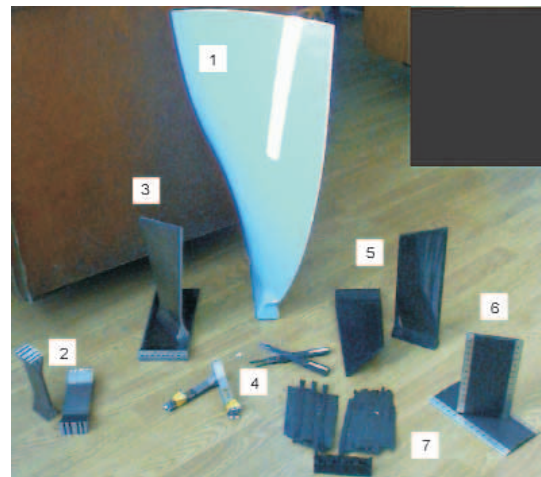


Рис. 6. Комплект модельных облегченных лопаток вентилятора - углепластиковых и составных с несущими стержнями из композиционных материалов и тонкостенной титановой обшивкой: 1. Демонстрационная стеклопластиковая модель лопатки вентилятора ТРДД-2005С. 2. Двухзамковые образцы Ti-BAl. 3. Модельные лопатки Ti-BAl. 4. Двухзамковые образцы лопатки из полимерного КМ (углепластик). 5. Модели лопатки из углепластика. 6. Углепластиковые образцы для отработки технологии укрепления и эрозийной защиты кромок лопатки. 7. Испытанная модель углепластиковой лопатки

Начаты проектные работы по созданию экспериментальных узлов: крупномасштабной модели вентилятора с опорными ступенями - С-179-2 (ОАО "Авиадвигатель"), экспериментального 6-ступенчатого КВД, малоэмиссионной камеры сгорания, турбин высокого и низкого давления, демонстрационной распределенной, с полной ответственностью системы автоматического управления и др., и подготовки их испытаний на стендах ЦИАМ. На середину 2005 г. технологическая готовность различных узлов нового ТРДД оценивается в 25...70 %.

Следующим шагом должно стать создание экспериментального газогенератора, демонстрационного двигателя-стенда для отработки нового натурного вентилятора с облегченным рабочим колесом, и на заключительном этапе работ по созданию НТЗ - создание и экспериментальная отработка демонстрационного двигателя нового поколения.

Реализация намеченных планов обеспечит научно-техническую и технологическую основу для создания ТРДД нового поколения для БСМС и семейства двигателей в диапазоне 7...20 тс для перспективных магистральных и региональных самолетов гражданской и государственной авиации.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРИНЦИПИАЛЬНО НОВЫХ ТИПОВ УСТРОЙСТВ

ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова": **Владимир Скибин**, генеральный директор, д.т.н.
Александр Крайко, начальник отдела, д.ф.м.н.

С 1969 г. в ЦИАМ для решения нестационарных задач внутренней и внешней аэродинамики широко и успешно применяются монотонные разностные схемы "распадного" типа. В 1972 г. в ЦИАМ предложена подобная схема "маршевого" счета двух- и трехмерных сверхзвуковых стационарных течений, не имевшая конкурентов по эффективности и работоспособности. Расчеты, выполненные в нашем институте с применением "распадных" схем, легли в основу вышедшей в 1976 г. монографии: Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П. "Численное решение многомерных задач газовой динамики". Став настольной книгой отечественных аэрогазодинамиков, эта монография обеспечила заметный прогресс вычислительной газовой динамики. На Западе схемы такого типа получили широкое распространение примерно с десятилетней задержкой. Тем временем в ЦИАМ численные методы совершенствовались и развивались. В настоящее время на основе "распадных" схем созданы эффективные методы интегрирования уравнений Эйлера, Навье-Стокса и Рейнольдса.

Вычислительная газовая динамика и математическое моделирование особенно ценны при исследовании устройств, призванных обеспечить реализацию новых принципов и конструктивных схем. Подобное положение обусловлено рядом причин, прежде всего - отсутствием соответствующего опыта конструирования и эксплуатации. Для экспериментальных исследований моделей таких объектов нужны принципиально новые, дорогостоящие стенды, решение о создании которых требует серьезных обоснований. Нередко модельные эксперименты не обеспечивают необходимых условий подобия. В таких случаях вычислительная газовая динамика и математическое моделирование дают основную, а подчас и единственную, причем чрезвычайно ценную информацию об ожидаемых локальных и интегральных характеристиках предлагаемых устройств, областях их применения, целесообразности создания и направлениях дальнейшего развития.

Пульсирующий детонационный двигатель. В ЦИАМ предложена оригинальная схема сверхзвукового пульсирующего детонационного прямоточного двигателя (СПДПД). Теоретически исследуемые схемы СПДПД и сравниваемых с ним стационарных аналогов с дозвуковым (ПВРД) и сверхзвуковым (СПВРД) горением изображены на рис. 1 (у СПДПД КС - камера смешения, а ДК - детонационная камера).

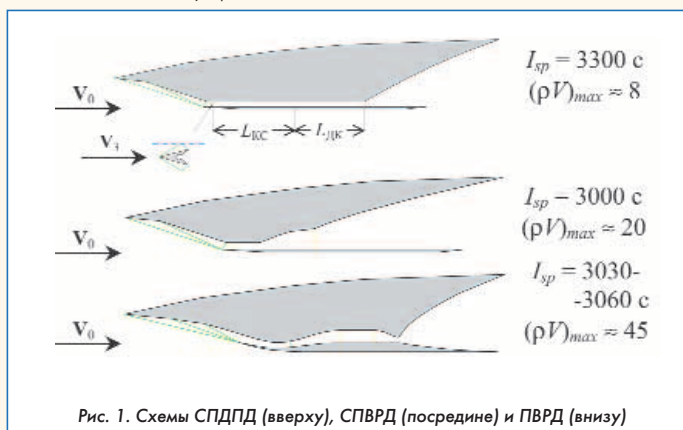


Рис. 1. Схемы СПДПД (вверху), СПВРД (посередине) и ПВРД (внизу)

Главные отличия СПДПД следующие:

А. По всему тракту двигателя движется сверхзвуковой поток воздуха и горючей смеси.

Б. Детонационная волна (ДВ) распространяется навстречу сменяющим друг друга сверхзвуковым потокам "богатой" (с коэффициентом избытка воздуха $\alpha = 1$) и "бедной" (с $\alpha > 1$) горючих смесей с изменением типа смеси регулированием подачи топлива.

В. Пульсирующий процесс обеспечивается движением ДВ в богатой смеси по ДК к воздухозаборнику и последующим ее сносом сверхзвуковым потоком "бедной" смеси к соплу.

Г. Непрерывность детонации исключает необходимость во внешнем источнике ее инициирования на каждом цикле (такой источник нужен только при запуске).

Свойства α -в определяют сверхзвуковой диапазон чисел Маха полета M_0 , в котором применим СПДПД: для водородо-воздушного варианта это $4,5 < M_0 < 7$. Иначе говоря, СПДПД предназначен для работы в следующем диапазоне M_0 (после диапазона, характерного для ПВРД), который предстоит освоить воздушно-реактивным двигателям. В отличие от СПДПД пульсирующие прямоточные ВРД других схем, в которых осуществляется торможение воздуха до дозвуковой скорости, могут применяться от взлета до умеренных сверхзвуковых скоростей.

В ЦИАМ созданы эквивалентные по основным допущениям математические модели СПДПД, ПВРД и СПВРД. Сопоставляя результаты моделирования, можно сделать вывод о некотором преимуществе СПДПД над ПВРД и СПВРД по удельному импульсу I_{sp} при меньшем торможении сверхзвукового потока и, как следствие, о существенно меньшей плотности тока $(pV)_{max}$ и теплонапряженности тракта двигателя (в разы по сравнению с СПВРД и почти на порядок - с ПВРД).

На рис. 2 дана диаграмма течения в ДК и сопле СПДПД в плоскости xt (x - координата, отсчитываемая вдоль ДК, t - время). Штриховые линии - траектории контактных разрывов (КР) - границ "бедной" и "богатой" смесей и их продуктов сгорания, звенья "пилы" - траектории ДВ, жирные отрезки, идущие из правых изломов ДВ - траектории ударных волн (УВ), бегущих по потоку вправо, а тонкие отрезки C^+ - и C^- -характеристик. C^- -характеристики (или " C^- -УВ") возникают при взаимодействии C^+ -УВ или характеристик с КР.

На рис. 3 представлен результат ("мгновенный снимок") расчета течения при движении ДВ по "богатой" смеси. Резкое падение давления за ней - свидетельство того, что иницируемая ДВ меньшей интенсивности в "бедной" смеси ДВ в "богатой" смеси самоподдерживающаяся (ДВ "Чепмена-Жуге"). В "бедной" смеси ДВ, инициированная интенсивной ДВ в "богатой" смеси, как правило, пересжата.

Пример оптимального профилирования нерегулируемого ("жесткого") сопла СПДПД, обеспечивающего при заданной длине малые потери тяги, соответствует полету с $M_0 = 6,5$ на высоте 10 км с торможением потока в идеальном трехскачковом воздухозаборнике до числа Маха за косым скачком, отраженным от плоской, парал-

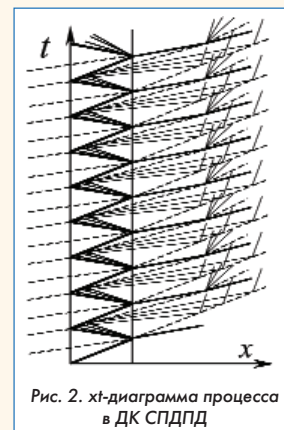


Рис. 2. xt -диаграмма процесса в ДК СПДПД

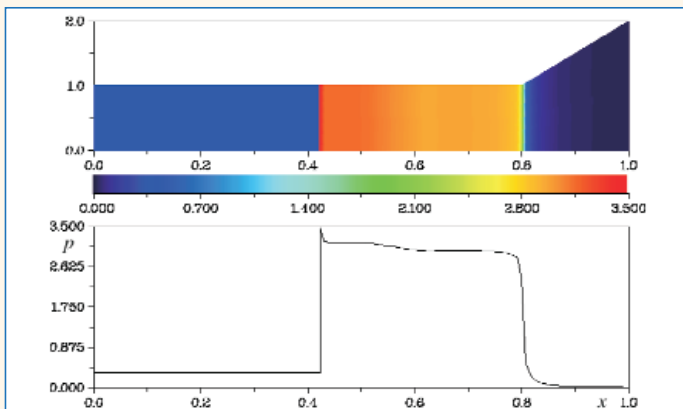


Рис. 3. Распределение давления по ДК и соплу при движении ДВ по "богатой" смеси

лельной набегающему потоку обечайки, при этом $M_3 = 3,3$. На выбранном режиме ДВ на протяжении 75 % периода распространяется по "бедной" смеси с $\alpha = 2$ и лишь на протяжении 25 % - по "богатой". Сравнительно низкая средняя температура продуктов детонации обеспечивает высокую полноту сгорания. На рис. 4 для этого случая приведено мгновенное поле давления в плоском несимметричном сопле, оптимально спрофилированном для изменяющегося со временем потока на его входе.



Рис. 4. Мгновенное распределение давления в оптимальном сопле СПДПД

Пульсирующий эжекторный увеличитель тяги. Интерес к пульсирующему эжекторному увеличителю тяги восходит к середине XX века. В свете последних разработок одно из возможных его применений - разгон летательного аппарата до чисел Маха M_0 рабочего диапазона СПДПД с использованием топливных пилонов СПДПД в качестве пульсирующих ракетных двигателей, а тракта СПДПД - как эжекторного увеличителя.

Условия, определяющие режим истечения активного газа в эжекторном увеличителе тяги, сводились к заданию его полной температуры и расхода ступенчатой периодической функцией (рис. 5, по оси абсцисс отложено время t , а по оси ординат - мгновенный расход первичного потока, τ - период пульсаций). Если ввести "наполненность" $f = \tau_{max} / \tau = \tau_{max} / (\tau_{max} + \tau_{min})$, то средний расход: $m_{av}^p = (1 - f) \cdot m_{min}^p + f m_{max}^p$

Моделирование течения в нестационарном эжекторе проводилось для устройства, схематически представленного на рис. 6.

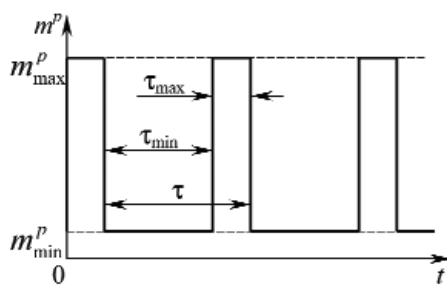


Рис. 5. Изменение расхода газа из "активного" сопла

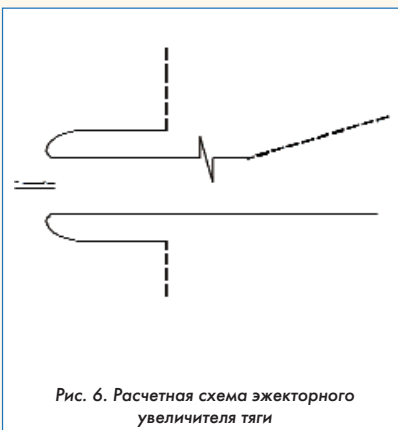


Рис. 6. Расчетная схема эжекторного увеличителя тяги

Штриховыми линиями показаны проницаемые границы расчетной области. Обечайка эжектора состоит из скругленной передней кромки и длинной (вдвое больше изображенной) цилиндрической части без диффузора. Такая конфигурация позволяет выявить прирост тяги, связанный с подсосывающей силой, но не учитывает возможную ее добавку из-за наличия диффузора. Типичное мгновенное распределение температуры в пульсирующем увеличителе представлено на рис. 7.

Приводимые ниже результаты относятся к эжекторам с сужающимся соплом и с соплами Лавала на числа Маха $M = M_{p_i} = 1,5$ и 2,5. Все сопла имели одинаковую площадь выходного сечения, равную 10 % входной площади эжектора. Полная температура активного газа $T_0^p = 7T_{\infty}$, где T_{∞} - температура окружающего ("пассивного") газа. При стационарном истечении, когда $f = 0$ или 1, а $m_{min}^p = m_{max}^p$ у каждого сопла есть такой расход, при котором реализуется расчетное истечение (давление на срезе активного сопла равно внешнему). Расходы m^p и m_{av}^p относились к расходу m^p сужающегося сопла на расчетном режиме. В расчетах $m_{av}^p / m^p = 0,01 \dots 100$. При заданных m_{max}^p и $m_{min}^p \equiv 0,001 m_{max}^p$ варьировались период τ и наполненность f . Диапазон изменения $\tau = (0,25 \dots 16) \tau_{ref}$ а $f = 1/128 \dots 1$, где τ_{ref} - характерное время, посчитанное по поперечному размеру цилиндрической камеры эжектора и скорости звука во внешней среде. Тяга определялась интегрированием давления по стенкам сопла и эжектора за время, кратное τ .

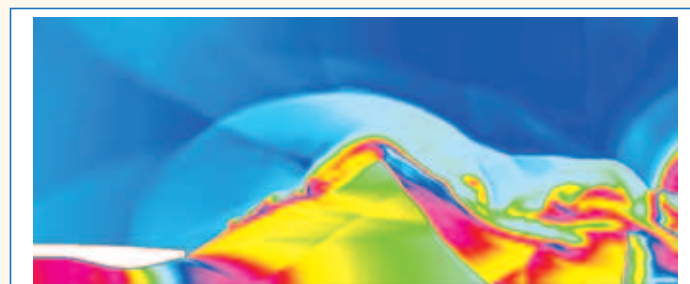


Рис. 7. Мгновенное распределение температуры в пульсирующем эжекторном увеличителе тяги

На рис. 8 приведены все рассчитанные варианты, включая стационарные (на осях отложены средний расход m_{av}^p и безразмерный удельный импульс I_{sp}). Значки соответствуют пульсирующим режимам, сплошные кривые объединяют стационарные режимы для соответствующих сопел. Обозначения кривых, данные в скобках, отвечают изолированным соплам с $G = m_{max}^p / m^p$. У стационарного увеличителя максимальный прирост удельного импульса происходит при $m_{av}^p = 0,1 \dots 0,5$. Здесь он достигает 20...60 %, снижаясь при больших расходах до 5 %, т.е. стационарный увеличитель эффективен тогда, когда удельный импульс сопла без эжектора составляет 10...20 % его максимальной величины.

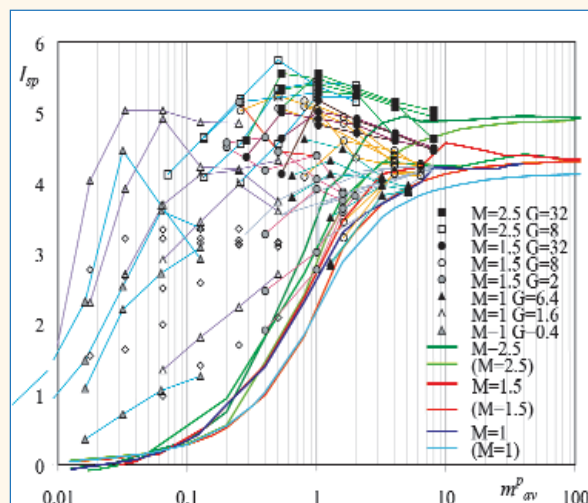


Рис. 8. Безразмерный удельный импульс I_{sp} пульсирующего и стационарного эжекторных увеличителей тяги и изолированных сопел как функция среднего за период расхода m_{av}^p

Все режимы, определяемые средним расходом m_{av}^p можно разбить на три участка. Первый участок соответствует значениям m_{av}^p , при которых в стационарном сопле реализуется существенно сверхкритический перепад. Здесь прирост I_{sp} от применения пульсирующего увеличителя при одинаковых трав составляет не более 10...20 %. Второму участку соответствует область околокритических перепадов стационарного сопла. Здесь преимущественно пульсирующего увеличителя может достигать величин порядка 100 %. Если, однако, допустить возможность работы стационарного сопла при параметрах, близких к пиковым пульсирующего эжектора, то оно даже без эжектора будет иметь удельный импульс, близкий к I_{sp} пульсирующего увеличителя. К тому же его размер при одинаковой полной тяге будет в разы меньше, чем размер сопла пульсирующего увеличителя. Сказанное, тем не менее, не означает, что при средних расходах, отвечающих сверхкритическим и околокритическим стационарным перепадам, пульсирующий увеличитель не может найти применения. При старте и разгоне СГДГД, предназначенного для работы при сравнительно больших числах Маха. На третьем участке с докритическими средними давлениями пульсирующий эжектор обеспечивает значительные приросты I_{sp} , которые нельзя существенно уменьшить умеренным варьированием рабочих параметров стационарных аналогов. Здесь пульсирующие увеличители даже при пиковых расходах, как правило, работают на докритических перепадах, а отвечающие тем же расходам сужающиеся стационарные сопла являются расчетными и как изолированные стационарные практически не улучшаемы.

На рис. 8 светлые ромбы соответствуют I_{sp} пульсирующих изолированных сопел с теми же M^p , и m_{max}^p , что у "пульсирующих" вариантов, представленных закрашенными треугольниками. При одинаковых m_{av}^p пульсирующие изолированные сопла заметно уступают эжекторным увеличителям, но превосходят свои стационарные аналоги.

Пульсирующий двигатель с вращающимся золотником. Идею такого двигателя поясняет рис. 9. На нем изображены камера сгорания, образованная двумя соосными не полностью замкнутыми круговыми цилиндрами, и контур ab несимметричного сопла. Выходящие из точек a и a° тонкие линии - C^+ и C^- -характеристики "стационарного" сверхзвукового потока, штриховые - границы струи. Внешний цилиндр (корпус) неподвижен. Внутренний (золотник) вращается против часовой стрелки; $\Delta\varphi_i$ и $\Delta\varphi_e$ - угловые протяженности разрезов золотника и камеры. До момента $t = 0$ открытия "минимального сечения" - совпадения передней ("верхней") по вращению границы разреза золотника с задней ("нижней") границей разреза корпуса параметры газа ("продуктов сгорания") в закрытой камере однородны, скорость $V_0 = 0$, а перепад давления $n_0 = p_0/p_e$ сверхкритический ($n_0 > n_*$). После открытия щели через нее начинается истечение газа с разгоном при $n_0 > n_*$ до сверхзвуковой скорости. Контур сопла нужно выбрать таким, чтобы при заданных габаритах величина $I_{импульса}$ тяги сопла была максимальна.

Параметры в камере по мере истечения газа изменяются, и перед ее закрытием из-за малости перепада давления скорость истечения может стать сравнительно малой. Данное обстоятельство и опыт профилирования сопел делает почти очевидным выбор в пользу несимметричного сопла.

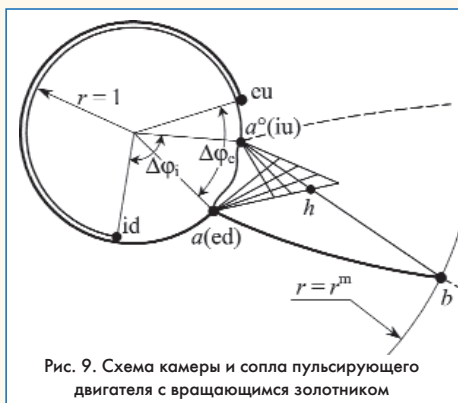


Рис. 9. Схема камеры и сопла пульсирующего двигателя с вращающимся золотником

В рамках развитых в ЦИАМ подходов контуры несимметричных сопел, которые реализуют максимум тяги, осредненной по нескольким частям периода раскрытия щели, строятся по результатам расчетов методом характеристик как

"средневзвешенные по тяге" для разных моментов времени. Окончательно процесс истечения из камеры и силы, действующие на все устройство, рассчитываются интегрированием двумерных нестационарных уравнений Эйлера. Изменение параметров торможения газа описывается "элементарной теорией". В ее основе лежат предположения о квазистационарности, изоэнтропичности и изоэнергетичности истечения через зависящее от времени минимальное сечение (щель). Она же определяет $\Delta\varphi_i$ и $\Delta\varphi_e$, которые во всех примерах обеспечили близкое к критическому опорожнение камеры.

В отличие от процесса истечения из щели течение вокруг всего устройства нестационарное - периодическое с периодом, который определяется вращением золотника. Нестационарные добавки, связанные с интегральным воздействием (за период по внешним обтекаемым поверхностям) нестационарных колебаний давления, сильно сказываются на потерях импульса. На рис. 10, a - m демонстрируется эволюция нестационарного течения в камере, сопле и вблизи устройства. На рис. 10, a - z (кружки - две границы разреза в корпусе и одна в золотнике) показаны изобары через равные временные интервалы

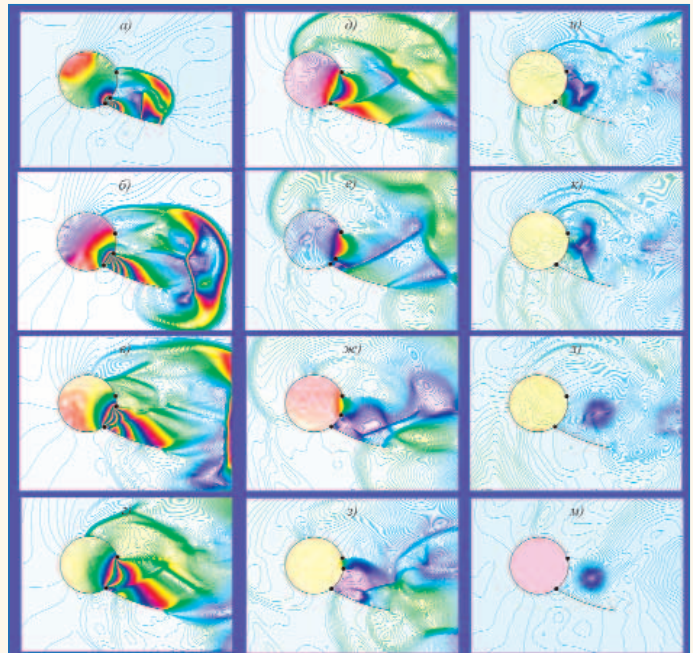


Рис. 10. Нестационарная эволюция течения при открытой (a - z) и закрытой ($и$ - $м$) камере

от открытия до закрытия щели. Рис. 10, $и$ - $м$ (кружки - границы разреза в корпусе) отвечают такому же равномерному разбиению части периода с закрытой щелью. Изобары нарисованы через равный шаг.

Пульсирующий лазерный движитель. Схема такого движителя представлена в левой части рис. 11. Параболическое зеркало фокусирует луч находящегося вне летательного аппарата (ЛА) лазера в "центр" расширяющегося канала (сопла), а пульсирующий режим работы лазера позволяет в качестве ра-

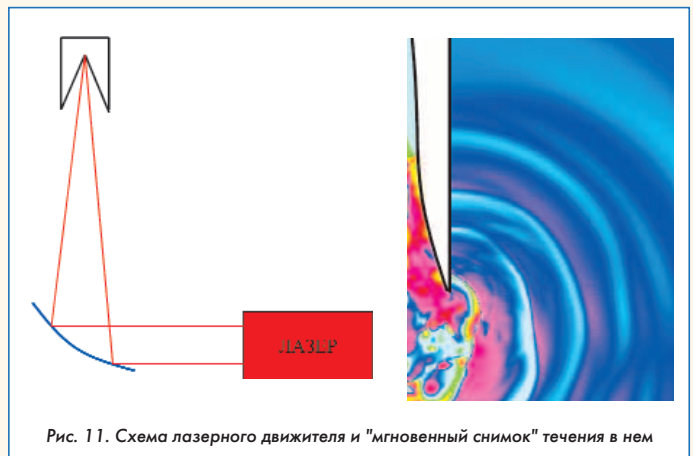


Рис. 11. Схема лазерного движителя и "мгновенный снимок" течения в нем

бочего тела использовать среду, окружающую ЛА. Среди проблем, связанных с созданием такого движителя, - определение оптимальной частоты ("скважности") и интенсивности лазерного импульса, а также выбор оптимальных длины, степени расширения и формы сопла. Справа на рис. 11 показано мгновенное распределение давления при работе движителя с соплом, близкая к оптимальной форма которого построена "прямым" методом с помощью так называемого "генетического алгоритма".

"Волновой ротор" (wave rotor). Волновой ротор (ВР) - устройство, предназначенное для повышения максимальной температуры цикла (и термодинамического к.п.д. η) энергетических и силовых установок при сохранении неизменной температуры газа перед турбиной - самым теплонапряженным элементом. Идею ВР поясняет рис. 12. В верхней части представлена пространственная картинка четырехпортового ВР, в средней части - место ВР в силовой установке (СУ), а в нижней - ST_0 -диаграмма (S - энтропия, T_0 - температура торможения, W - работа, подводимая к газу или отводимая от него). Буквы и цифры обозначают: C - компрессор, CC - камеру сгорания (КС), WR - ВР, T - турбину, PWR - канал ВР (КВР); CWR и SWR - его кожух и вал; 3.0, 3.1, 4.0 и 4.1 - порты, ведущие от компрессора к ВР, из ВР в КС, из КС в ВР и из ВР к турбине. Индексы "с" и "r", "rc" и "re" соответствуют работе, которая подводится к газу компрессором, отдается им турбине, подводится в ВР к поступившему в него из компрессора газу и отдается газу газом, поступившим в ВР из КС. Цифры на правой диаграмме соответствуют портам на верхней картинке и сечениям на средней схеме; индексы "1", "2" и "3" на левой диаграмме соответствуют работе, подводимой к газу и отводимой от него в трех вариантах СУ без ВР; T_{01} - максимально допустимая температура торможения перед турбиной. Расходящиеся сплошные кривые - изобары. Нижние изобары отвечают давлению на входе и выходе из СУ ($p_6 = p_1$). Верхние изобары отвечают подводу тепла в КС. Наклонные штрихи описывают реальные, неизэнтропические сжатия и расширения в компрессоре, турбине и ВР.

При отсутствии дополнительных механических потерь работа, снимаемая турбиной, равна работе, затрачиваемой компрессором на сжатие газа: $W_c = W_r$. Аналогично в ВР с каналами, параллельными оси вращения, в том же предположении $W_{rc} = W_{re}$. В результате расширения в КВР температура горячего газа перед турбиной снижается до T_{01} .

Символ W без индексов определяет полезную мощность СУ - работу, которую можно отнять от еще не расширившегося до на-

чального давления газа и использовать для создания тяги и иных целей. Указанную мощность выгодно получать не любой ценой, а с меньшими потерями в процессе подвода тепла в КС, который выгоднее производить при более высокой температуре. Для СУ без ВР температура на выходе из КС ограничена максимально допустимой величиной T_{01} . Поэтому для достижения максимума η требуется как можно большее предварительное сжатие газа в компрессоре. В этом отношении наилучшим является цикл, который на левой диаграмме обозначен цифрами "3". Этому циклу, однако, отвечают крайне малые подвод тепла, равный разности полных энтальпий в точках 4 и 3, и мощность W . С другой стороны, W получается наибольшей (при низком η) у СУ с циклом, отмеченным на левой диаграмме цифрой "1". Следовательно, из-за ограничения по температуре газа перед турбиной невозможно одновременное достижение высокого η и большой мощности. Согласно правой диаграмме, это противоречие в принципе можно снять с помощью ВР. Именно "в принципе", ибо при использовании ВР важно, каковы потери при сжатии газа газом. Если они велики, то получающиеся из-за этого приращения S на отрезках 3.0-3.1 и 4.0-4.1 штриховых кривых пре-вращают уменьшение S за счет повышения температуры в КС.

Сложность математического описания ВР, не имеющая аналогов в приложениях к другим элементам энергоустановок (соплам, диффузорам, венцам турбин и компрессоров, камерам сгорания), обусловлена тем, что течение в нем одновременно нестационарное и высокоскоростное. По этой причине для ВР нет теории, элементарной и достаточно точной в той же степени, как элементарная теория сопел и диффузоров, модель радиально уравновешенного течения в лопаточных венцах или термодинамическая теория тепловых машин.

Существенно упрощает моделирование рабочих режимов ВР то, что при нестационарном течении в каждом КВР все они имеют идентичную историю. Следствие такой идентичности - квазистационарность течения в ВР в целом, включая порты. При моделировании рабочих режимов ВР отмеченное обстоятельство позволяет ограничиться расчетом нестационарного течения в одном КВР, совершающем периодическое движение мимо портов и закрытых участков кожуха. Без учета эффектов неоднородности и неидеальности течения отличие расчетных и экспериментальных характеристик ВР получается недопустимо большим. Важнейшие из них - обусловленное вращением ВР изменение параметров при тчении газа из КВР в порты и в противоположном направлении, немгновенное раскрытие и закрытие окон при прохождении КВР мимо портов, трение о стенки КВР и перетекание газа из КВР во внутренний объем колеса ВР через зазор между его открытыми концами и стенками кожуха (и наоборот).

Расчетные характеристики ВР нуждаются в подтверждении экспериментальными данными. Главная проблема при этом состоит в неполноте содержащихся в доступных публикациях сведений о геометрических и режимных параметрах, соответствующих приводимым экспериментальным и расчетным характеристикам. Относительно полный набор таких данных есть для трехпортовых ВР, экспериментально исследованных в NASA и в Power Jets Corporation. Сравнения с этими данными результатов, полученных с использованием математических моделей ЦИАМ и Центра им. Льюиса, показали, что первая модель не уступает, а чаще описывает эксперимент лучше, чем вторая. Рис. 13 демонстрирует возможности модели ЦИАМ для описания течения в четырехпортовом ВР. В переменных x/t (время пропорционально угловой координате) на фоне изохор дано несколько положений КВР.

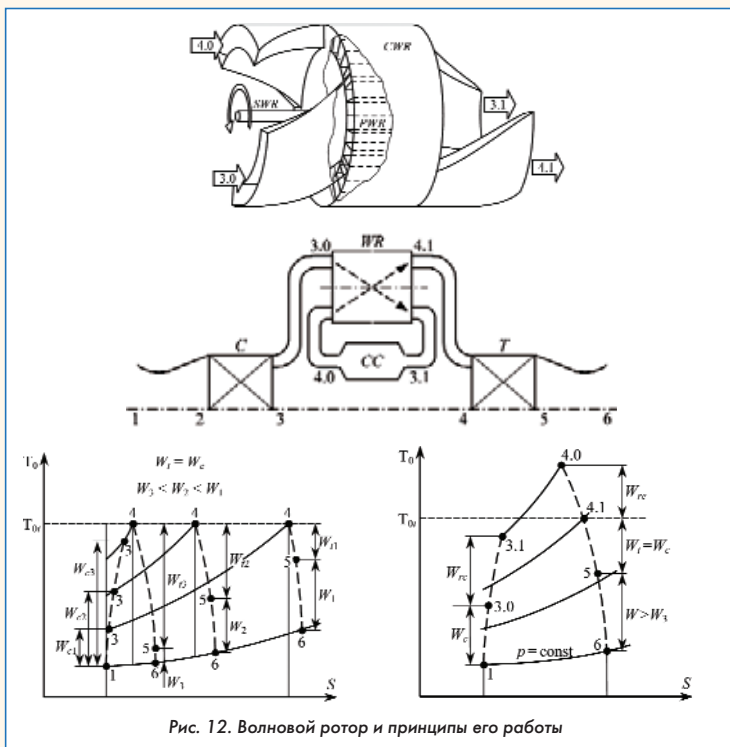


Рис. 12. Волновой ротор и принципы его работы

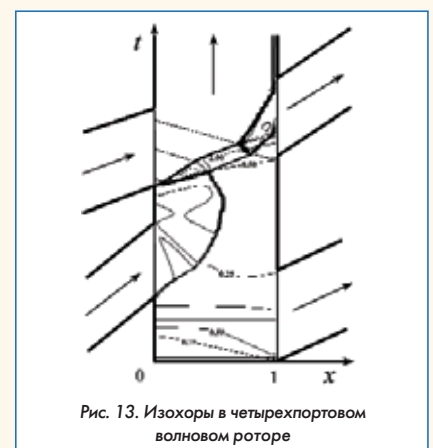


Рис. 13. Изохоры в четырехпортовом волновом роторе

“Инерционный термояд”. Один из ключевых моментов при реализации инерционного управляемого термоядерного синтеза является обеспечение сверхвысокого сжатия “мишени” - шарика из термоядерного материала лазерным или иным излучением с минимальными энергетическими затратами. Обычно оценки ожидаемых затрат опираются на автоматическое решение о сжатии идеального (невязкого и нетеплопроводного) газа сферическим или цилиндрическим поршнем. В указанном решении работа сжатия идет на увеличение и внутренней, и кинетической энергии сжимаемого материала, причем для любой конечной степени сжатия распределение параметров внутри сжатого объема сильно неравномерно. Поэтому энергозатраты, получающиеся при использовании такого решения, далеки от оптимальных.

В задаче нестационарного сжатия покоящегося однородного идеального газа по энергетическим соображениям наилучшим представляется сжатие за заданное время t_f до заданной средней плотности $\rho_f = c\rho_0$, где ρ_0 - начальная плотность, а степень сжатия $c > 1$, с минимальной работой поршня. В 1993 г. А.Н. Крайко решил задачу безударного сжатия газа плоским, цилиндрическим или сферическим поршнем в точной постановке для произвольного времени t_f . Наиболее интересный результат построенного решения - обнаружение возможности изоэнтروпического сжатия из покоя в покой. Для его реализации время сжатия t_f должно быть не меньше некоторой величины t_{f0} , по величине близкой к t_0 - времени пробега звуковой волны от поршня до центра начального объема. Отношение $t_{f0}/t_0 = 2$ при отсутствии сжатия ($c = 1$) и $t_{f0}/t_0 \rightarrow 1$ при $c \rightarrow \infty$.

Траектория плоского, цилиндрического или сферического поршня, реализующая сжатие из покоя в покой (СПП), отвечает схеме течения, изображенной в плоскости rt на рис. 14, а. На рисунке помимо осей координат и траектории поршня if приведены C^+ - и C^- -характеристики. За масштабы длины, скорости, времени и плотности взяты начальные (размерные) координата поршня r_i° , скорость звука a_0° , r_i°/a_0° и ρ_0° . Прямолинейная “граничная” C^- -характеристика $i0$ отделяет покоящийся газ (под ней) от движущегося. Над C^+ -характеристикой c^+f до $t = t_f$ газ также покоится. Его термодинамические параметры постоянны и определяются уравнениями состояния с равной начальной удельной энтропией и с плотностью, которая при выбранных масштабах заданной степени сжатия определяется из соотношения $c = r_i^\nu$, где $\nu = 1, 2$ и 3 для плоского, цилиндрического и сферического поршней.

Реализующая СПП траектория поршня такова, что C^- -характеристики, которые идут от ее начального участка ii_1 , отражаясь от оси t как C^+ -характеристики, фокусируются в точке f . На первый взгляд, возможность построения такой траектории представляется проблематичной. Данная проблема, однако, имеет весьма простое решение - следствие инвариантности уравнений и условий, которые описывают безударные одномерные течения идеального газа относительно произвольного

сдвига начала отсчета времени и одновременного изменения знаков времени и r -компоненты скорости. После соответствующего сдвига и указанного изменения знаков задача сжатия (рис. 14, а) становится задачей расширения (рис. 14, б) с известными постоянными параметрами покоящегося газа на C^- -характеристике $i0$ и с равными начальными в задаче сжатия известными параметрами покоящегося газа на C^+ -характеристике c^+f . Решение этой задачи сводится к последовательному решению двух стандартных задач метода характеристик. На рис. 15 представлены результаты расчета методом характеристик изоэнтропического расширения из покоя в покой совершенного газа с $\gamma = 1,4$ при падении плотности в 100 раз.

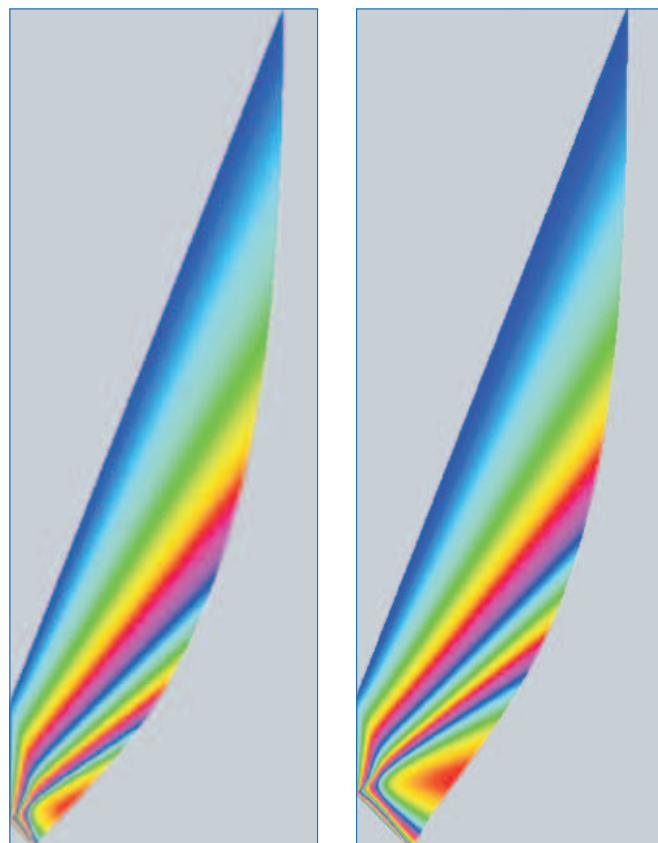


Рис. 15. Поля скорости при расширении газа из покоя в покой

Для реализации управляемого термоядерного синтеза плотность термоядерной мишени нужно увеличить в тысячи раз, а температуру T_f поднять до $(3...10) \cdot 10^7$ К. Если γ -показатель адиабаты, то при изоэнтропическом сжатии $T_f/T_0 = (\rho_f/\rho_0)^{\gamma-1}$. Отсюда при $\rho_f/\rho_0 = 10^4$ для $\gamma = 7/5$ и $5/3$ получим $T_f/T_0 \cong 40$ и 464 , в то время как при $T_0 = 300$ К требуемая величина $T_f/T_0 = (1...3) \cdot 10^5$. В противоположность этому при сжатии сильной ударной волной (УВ), идущей к центру (оси) симметрии и отражающейся от него, можно достичь любого повышения температуры при ограниченном сжатии. В общем случае с уменьшением радиуса УВ процесс сжатия описывается автоматическим решением К. Гудерля. Согласно ему, при сколь угодно большом среднемассовом T_f/T_0 в случае $\nu = 3$ отношения $\rho_f/\rho_0 = 145$ и 33 для $\gamma = 7/5$ и $5/3$. Для обеспечения требуемых ρ_f и T_f нужно к C^- -характеристике, приходящей в центр сжимаемого объема одновременно с идущей туда же УВ, пристроить центрированную волну сжатия, т.е. найти реализующую их траекторию границы сжимаемого объема (сферического или цилиндрического поршня). Недавно одному из авторов данной статьи удалось построить решение этой далеко не простой задачи.

Авторы признательны В.Г. Александрову, Д.Н. Малову, К.С. Пьянкову, Н.И. Тилляевой и М.Н. Топоркову, результаты исследований которых составили основные иллюстрации данной статьи.

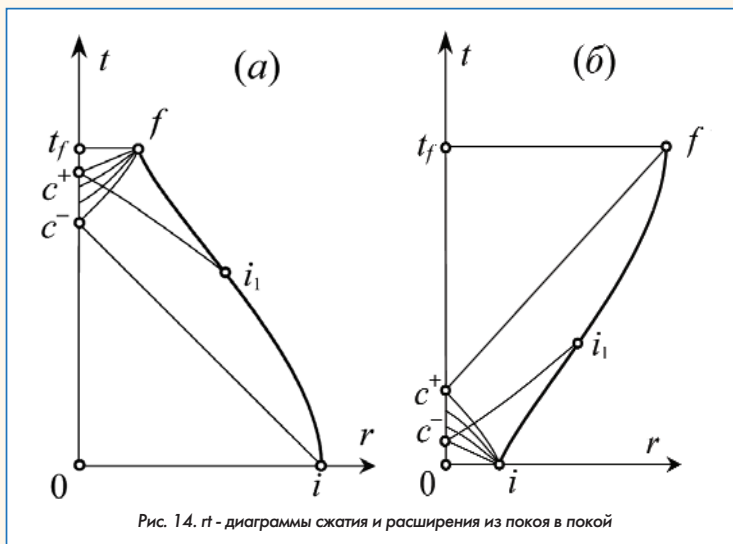


Рис. 14. t - r диаграммы сжатия и расширения из покоя в покой

МОЛОДЕЖЬ, КОТОРАЯ РАБОТАЕТ В НАУКЕ



Алик Исянов, начальник сектора ЦИАМ

Весь 2005 год в авиационном двигателестроении проходит под знаком 75-летия ЦИАМ. Так, в конце сентября в институте прошла Всероссийская научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов "Проблемы создания перспективных авиационных двигателей". Она была посвящена юбилею ЦИАМ. Организатором конференции выступил ЦИАМ, финансовую поддержку оказали РФФИ, ОАО "Авиадвигатель", ОАО "НПО "Сатурн" и ФГУП "ММПП "Салют". Основная задача конференции - "смотреть сил" молодых ученых и специалистов отрасли, повышение их творческой активности, обмен опытом и результатами научно-практической деятельности.

В работе конференции приняло участие более 450 человек из 45 организаций, в их числе 13 научно-исследовательских институтов и 11 вузов. Было заслушано около 200 докладов, из которых 77 докладов сделала молодежь института. Следует отметить высокий уровень представленных работ.

Конференция продолжалась четыре дня. В первый день на пленарном заседании с докладами выступили: Скибин В.А., Коптев Ю.Н., Кудрявцев Н.Н., Дмитриев В.Г., Саркисов А.А., Каблов Е.Н., Фаворский О.Н., Крайко А.Н. и Пьянков К.С. Следующие два дня доклады читались на 7 секциях. В результате работы круглого стола "Актуальные проблемы молодых специалистов авиационной промышленности", состоявшегося в последний день конференции, было принято решение направить обращение в ФАП по вопросам занятости, социальных проблем молодых специалистов и их заработной платы.

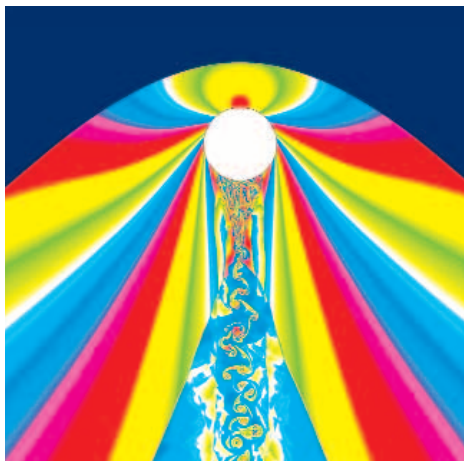
После круглого стола было подведение итогов конференции и вручение призов. Призы первой степени получили: Шаров М.С. (ЦИАМ), Нюхтиков М.М. (ЦИАМ), Александров В.Г. (ЦИАМ), Жирнов Д.Б. (ЦИАМ), Соколов М.П. (ЦИАМ), Луппов А.А. (ЦИАМ), Придорожный Р.П. (ГП "Ивченко-Прогресс"), Алексеев А.Ю. (НПП "Мотор"). Удостоились призов второй сте-

пени: Луковников А.В. (ВВИА), Еремин А.А. (ОАО "НПО "Сатурн"), Лысенков А.В. (ЦАГИ), Луховицкий Б.И. (ЦИАМ), Мовчан Т.С. (ОАО "КПП Авиамотор"), Луценко А.Н. (ВИАМ), Селиванов А.В. (ЦИАМ), Ксенофонтов Е.Б. (НИЦ ЦИАМ). Призы третьей степени были вручены: Баскакову А.А. (ЦИАМ), Бусаровой Н.В. (ЦИАМ), Томиловой Т.В. (ОАО "НПО "Сатурн"), Зарубкину А.С. (МФТИ), Козлову Е.И. (ЦИАМ), Волгину А.В. (ОАО "НПО "Сатурн"), Бакрадзе М.М. (ВИАМ), Париевскому В.В. (в/ч 45161).

Кроме призеров были отмечены доклады молодых специалистов: Валитовой Э.Р. (ОАО "УМПО"), Вострикова А.В. (ОАО "ВИЛС"), Горбуновой И.А. (ОАО "НПО "Сатурн"), Илларионова А.А. (в/ч 45161), Илюхина И.М. (ВМЗ), Клементьевой И.Б. (ОИВТ РАН), Котова Д.В. (ИПМех РАН), Мовчана Г.В. (ОАО "КПП Авиамотор"), Мохова А.А., Федечкина К.С. (ВВИА), Сметанюка В.А. (ИХФ РАН), Топоркова М.Н. (МФТИ), Тренинкова И.А. (ВИАМ), Азметова Х.Х., Васильева А.Ю., Голенцова Д.А., Данилова М.К., Долгополова И.Н., Дячука В.В., Кожемяко П.Г., Лазарева А.А., Нуруллаева А.Т., Оськина В.В., Петухова А.А., Старикова Н.О., Федорченко Ю.П., Якубовского К.Я. (ЦИАМ).

Специальным призом был отмечен Пьянков К.С. за доклад, сделанный на пленарном заседании. Кроме того, на информационном письме, папке участника и блокноте был размещен узнаваемый всеми участниками логотип, который представляет собой распределение температуры при обтекании цилиндра сверхзвуковым потоком ($M=1,5$), полученное Пьянковым К.С. при решении уравнений Эйлера в двумерной постановке.

Прошедшая конференция подтвердила, что, несмотря на беспокойную ситуацию в нашем авиапроме, молодежь на предприятиях есть, работает над важнейшими проблемами и работы ее актуальны и востребованы. Решение этих проблем позволит России оставаться авиационной державой.



СВОБОДНАЯ ОТ НЕДОСТАТКОВ ПРЕДШЕСТВЕННИКОВ

Анатолий Петухов,
начальник сектора
ФГУП ЦИАМ, д.т.н

Все авиадвигателестроительные фирмы мира заняты поисками оптимальной конструкции вентилятора газотурбинного двигателя. Его совершенство – залог наилучшей и, более того, надежнейшей работы двигателя.

К вентиляторам современных ТРДД предъявляют высокие требования по уровню аэродинамических характеристик в широком диапазоне условий эксплуатации, по общей массе, допустимому уровню шума. Известно, что вентилятор существенно влияет на общую тягу и топливную эффективность силовой установки. Создание современных конкурентоспособных турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) с высокой тягой невозможно без совершенствования конструкции лопатки вентилятора. Так, например, наличие в достаточно удлиненных лопатках вентилятора традиционных антивибрационных полок приводит к ухудшению его аэродинамических характеристик и увеличению расхода топлива. Один только отказ от них позволяет повысить газодинамическую эффективность вентилятора не менее чем на 6 %, снизить (на крейсерских режимах) удельный расход топлива на 4 %, увеличить расход воздуха через вентилятор. Последнее чрезвычайно важно, так как проходящий по наружному контуру воздушный поток создает около 75 % общей силы тяги.

Несмотря на то, что масса широкохордной лопатки превышает массу лопатки с полкой и с большим удлинением, общая масса комплекта широкохордных рабочих лопаток в колесе оказывается меньше и их использование позволяет применить целый комплекс конструкторских и технологических мероприятий, приводящих к дополнительному снижению их массы. Опыт показал, что широкохордные лопатки обладают большей жесткостью. Это свойство позволяет повысить упругий потенциал поглощения энергии лопатками при ударе посторонним предметом и ударную стойкость колеса при попадании в тракт двигателя посторонних предметов, в том числе птиц.

Кроме того, для колеса вентилятора с облегченными широкохордными лопатками обнаруживается серьезное конструктивное и прочностное преимущество: при разрушении поврежденных лопаток практически исчезает проблема удержания их корпусом вентилятора благодаря снижению массы лопаток на 30...40 %.

Как показывает опыт известных зарубежных фирм, проектирование, разработка, создание, изготовление, доводка и эксплуатация облегченных широкохордных лопаток для обеспечения их прочности и эксплуатационной надежности требуют привлечения принципиально новых комплексных конструкторских и технологических решений. Этим и занимаются ведущие мировые разработчики современных двигателей. И разработки полых широкохордных лопаток вентиляторов каждой из них имеют свои принципиальные отличия.

Широкохордные лопатки вентиляторов фирмы Rolls-Royce, находящихся в эксплуатации уже около сорока лет, - пустотелые и бесполочные. Для их изготовления пришлось разрабатывать технологию соединения и сверхпластической изотермической деформации заготовки, а также оптимизации свойств пластин-заготовок из титановых сплавов, гарантирующих лопаткам повышенные характеристики по сопротивлению усталости. Фирма имела неудачный опыт использования композиционных лопаток на двигателе RB211-22В, которые разрушались при испытаниях с забросом птиц, а потому посчитала, что возврат к ним - это шаг назад. Применение компьютерной системы проектирования Fan Key System, позволило получить лопатки, масса которых на 15 %

меньше, чем масса находившихся ранее в эксплуатации, и меньше, чем масса лопаток из композиционных материалов.

Фирма General Electric, создавала свою широкохордную лопатку вентилятора двигателя GE90 из композиционных материалов на основе углеродных матриц и эпоксидных связующих. Лопатка, которая сейчас прошла все сертификационные испытания в составе двигателя, внедрена в производство и в настоящее время находится в эксплуатации. При использовании композиционных лопаток вентилятора решается проблема стойкости их к ударным нагрузкам при попадании птиц в тракт двигателя, которой уделялось исключительно большое внимание тщательности исследования еще на стадии проектирования. Эта лопатка требует отдельной защиты от удара входной, выходной кромки и торца. На супер-ЭВМ "Крэй" были проведены многочисленные расчетные исследования поведения композиционной лопатки при действии ударных нагрузок с применением математических моделей различного уровня, включающие расчеты методом конечных элементов трехмерной динамической задачи.

Фирма Pratt-Whitney для двигателя PW4084 в короткие сроки разработала вентилятор диаметром 2840 мм с 22 пустотелыми бесполочными рабочими лопатками из титанового сплава. Фирма посчитала свое техническое решение менее рискованным по сравнению с использованием лопаток вентилятора из композиционных материалов, опыта эксплуатации каковых она ранее не имела. По технологии фирмы плоские заготовки лопатки сначала подвергаются механической обработке, а затем составные части соединяются между собой полностью контролируемой диффузионной сваркой "в плоскости". Второй этап процесса - нагрев заготовки до состояния сверхпластичности и придание плоским заготовкам в закрытом штампе формы окончательного профиля незакрученной лопатки. Далее следуют закрутка в штампе с последующей калибровкой и финишная механическая обработка входной и выходной кромок.

В нашей стране, по существу, работы по созданию широкохордных облегченных лопаток вентиляторов находятся на стадии НИР. До сих пор в эксплуатации таких лопаток нет, хотя работы (с участием ЦИАМ), связанные с разработкой методов расчета, а также с испытаниями моделей лопаток, велись в ОКБ Самары, Перми, Рыбинска, Москвы и других городов.

В настоящее время рассматривается четыре типа облегченных широкохордных лопаток:

- составная металлическая (из двух половинок) с сотовым наполнителем;
- композитная в чистом виде;
- гибридная;
- полая слоистая металлическая.

Не касаясь вопросов экономичности, рассмотрим с точки зрения технологичности некоторые проблемы их изготовления. Для изготовления лопатки первого типа необходимо создать специальное прессовое оборудование, освоить процесс изотермической штамповки в условиях сверхпластичности и, по существу, повторить путь, пройденный ранее фирмой Rolls-Royce.

Для создания лопаток второго типа со стабильными прочностными

свойства требуются высококачественные исходные материалы для матрицы и наполнителя, специализированные программируемые укладочные станки. Все эти компоненты требуется либо разработать и довести до заданного уровня, либо приобрести.

У лопаток третьего типа дополнительно появляются проблемы расслоения композита из-за разности деформаций в разнородных материалах.

Полые слоистые широкохордные лопатки (четвертый тип) из титановых сплавов, получаемые методом диффузионной сварки, в отличие от лопаток первого типа, требуют минимального объема механической обработки. Для него не требуется изотермическая штамповка в условиях сверхпластичности и специальное прессовое оборудование. Конструкция такой лопатки не только принципиально отличается от рассмотренных выше, но и обладает дополнительными конструктивными и эксплуатационными преимуществами, которые обеспечивают возможность:

- повышения и управления демпфирующими способностями материала лопатки;
- проведения частотной отстройки лопатки без изменения параметров наружного контура лопатки - проточной части компрессора;
- повышения живучести (за счет торможения роста трещин в пластичных слоях) и сопротивляемости повреждаемости лопаток при попадании посторонних предметов, в том числе птиц;
- регулирования механическими свойствами материала лопаток;
- повышения стабильности прочностных свойств лопатки в целом и управления свойствами материала лопаток в заданных сечениях.

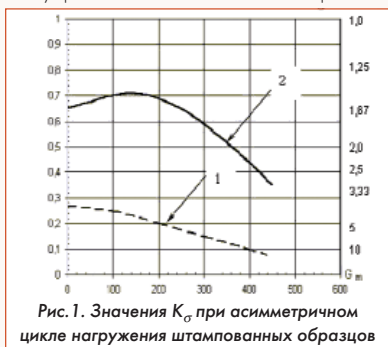


Рис. 1. Значения K_{σ} при асимметричном цикле нагружения штампованных образцов

Справедливость приведенных качеств подтверждают результаты испытаний на усталость лопаток (рис. 1), изготовленных из сплава Ti6Al4V традиционным методом - штамповкой (кривая 1), и моделей слоистой лопатки, полученных диффузионной сваркой листовых заготовок (кривая 2). Оба типа лопаток несли концентраторы напряжений, соот-

ветствующие $\alpha_s = 2,9$. Результаты испытаний на усталость показали, что при асимметричном изгибе и долговечности $N > 10^6$ циклов предел выносливости модели слоистой лопатки в два раза выше ($s_0 = 400 \text{ МПа}$), чем у штампованной лопатки из титанового сплава Ti6Al4V, являющегося аналогом отечественного сплава ВТ6, листы из которого входили в слоистую лопатку.

Анализируя характер и механизм разрушения слоистой лопатки, можно отметить, что разрушение начинается под действием главных напряжений, развиваясь по нормали к ним (рис. 2). При достижении менее прочного, но более пластичного слоя, в нем наблюдается резкий рост пластических деформаций "пластического шарнира", что оказывает тормозящее действие на развитие трещины, которая при этом меняет траекторию распространения. Это повторяется при последующем прохождении более прочных или пластичных слоев.

В случае более "мягкого" вида нагружения - симметричного изгиба (рис. 3), характерного для высокочастотных колебаний (для угольковых форм), траектория развития трещин наиболее примечательна: трещина может длительное время развиваться по внутренним границам слоев, не выходя наружу.

Применение такой конструкции ("слоистой, как бронезилет") в перспективных двигателях большой двухконтурности позволяет создавать легкие и прочные колеса вентиляторов, в которых, например, ударная трещина, даже и возникнув в одном из слоев, не получит развития во всей лопатке, поскольку каждый из слоев реагирует на внешние воздействия совершенно самостоятельно.

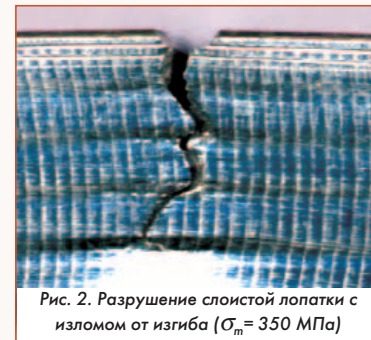


Рис. 2. Разрушение слоистой лопатки с изломом от изгиба ($\sigma_m = 350 \text{ МПа}$)



Рис. 3. Разрушение слоистой лопатки от симметричного нагружения с изгибом

ИНФОРМАЦИЯ

К ДЕСЯТИЛЕТИЮ "АВИАМИРА"

7 сентября 1996 года авиационным инженером и журналистом Анатолием Александровичем Чернавиным для выпуска литературы по авиации, ракетной технике и космонавтике было организовано издательство "Авиамир".

Энтузиаст авиации, Анатолий Александрович вкладывал душу и всё своё время в дела "Авиамира". Авторитет издательства рос с каждым годом. Тематика неуклонно расширялась - книги; календари и календари-справочники; другие справочные издания с охватом сначала авиации, а затем также ракетной техники и космонавтики, словом, самая разнообразная печатная продукция в интересах группы отраслей. А кроме того - различные сувенирные изделия для предприятий.

Наибольший успех "Авиамиру" принес настольный перекидной иллюстрированный справочник-календарь по истории авиации, ракетной техники и космонавтики, выпускаемый ежегодно с 1998 года тиражом 30 000 экземпляров. Дважды, в 2002 и в 2005 гг., календарь побывал в космосе на МКС - единственное подобное издание, удостоенное такой чести.

Календарь-справочник выпускается с 1998 г., и с каждым годом приобретает все большую популярность

у пользователей. Удобная форма перекидного календаря, исчерпывающая и точная информация по юбилейным и памятным датам на каждый день сделали это издание одним из пользующихся наибольшим спросом настольных справочников. На страницах календаря размещены сведения более чем о 600 организациях, нескольких тысячах ветеранов авиации и космонавтики. Календарь-справочник отличается точностью подачи информационного и иллюстративного материала по истории авиации, ракетной техники и космонавтики, что, кстати, отмечено почетным знаком Администрации Президента РФ.

Издательский дом "Авиамир" выпускает также различную полиграфическую и сувенирную продукцию, в том числе уровня VIP. Были выпущены книги к юбилеям многих авиакомпаний, ОКБ, НИИ, предприятий. Издательство выражает глубокую благодарность

всем этим предприятиям и организациям за высокую оценку нашего труда. И тем не менее, мы постоянно работаем над повышением качества продукции и увеличением ее объема, а потому уверенно смотрим в будущее.

Генеральный директор издательского дома "Авиамир" Сергей Чернавин



УСИД: ЧТО ЭТО ТАКОЕ?

ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова": **Виктор Милешин**, начальник отделения, д.т.н.

Юрий Халецкий, начальник сектора, д.т.н.

Роллан Шипов, главный научный сотрудник, д.т.н.

Для современных самолетов гражданской авиации глушение шума вентилятора с помощью акустической обработки каналов ТРДД является обязательным. Испытание, подтверждающее эффективность применяемых звукопоглощающих конструкций (ЗПК), - неотъемлемая часть проектирования глушителя шума вентилятора ТРДД.

Из всех усовершенствований, которые имели место в ТРДД за последние тридцать лет, половину снижения шума дало применение звукопоглощающей акустической облицовки в каналах силовой установки. Обычно, при правильном проектировании, ЗПК в воздухозаборнике обеспечивают снижение шума на 5 EPN дБ. Облицовка выхлопных каналов ТРДД - горячего и холодного - дает в 2 раза большее снижение шума. Если учесть, что пригодные для размещения ЗПК площади в ТРДД весьма ограничены, а звукопоглощающие конструкции должны быть легкими и надежно работать в предельно неблагоприятной окружающей среде (широкий диапазон температур, высокие скорости потока, присутствие влаги), то по акустическим меркам этот результат следует без преувеличения признать чудом.

К сожалению, стоимость изготовления и испытания комплекта звукопоглощающих конструкций для натурального двигателя является очень высокой, и при проектировании и испытании глушителя редко предоставляется роскошь выполнения более одной попытки перед его внедрением в серийное производство.

Казалось бы, можно перенести такие исследования на модельные компрессорные стенды, в особенности, на специализированные компрессорные стенды, снабженные акустическими измерительными камерами - заглушенными или реверберационными. В большинстве таких установок модельный вентилятор располагается у одной из стен акустической камеры, чтобы его привод оказался в соседнем помещении. Это позволяет снизить шум помех. В результате такие установки позволяют изучать либо шум, излучаемый из воздухозаборника вперед, либо шум, излучаемый из сопла вентилятора назад (при установке вентилятора с выхлопом в камеру). Однако эксперименты на двигателях показывают, что в результате дифракции шум, излученный через воздухозаборник, распространяется не только в переднюю полусферу, но и назад, а шум, излученный из сопла, частично распространяется и в переднюю полусферу. По этой причине такие модельные испытания ЗПК на компрессорных стендах не обеспечивают акустического моделирования реального акустического поля вентилятора ТРДД.

Чтобы избежать этих недостатков, нужно испытывать уменьшенную модель вентилятора сразу с воздухозаборником, наружным каналом и соплом наружного контура, одновременно измеряя все излучаемое вентилятором акустическое поле. Такого типа конструкцию модельного вентилятора называют универсальным стендовым имитатором двигателя (УСИД, в зарубежной практике такие устройства принято именовать "стендовыми

имитаторами двигателя" - Universal Propulsion Simulator или UPS). Испытания модельных вентиляторов в системе УСИД можно проводить в беззвоных аэродинамических трубах или в беззвоных камерах, причем весь имитатор монтируется внутри акустической камеры. В проточной части имитаторов можно размещать исследуемые модельные звукопоглощающие конструкции. По данным, полученным NASA, испытание уменьшенной модели ЗПК может стоить от 150 до 250 тысяч долларов, в то время как эквивалентное испытание натурального двигателя может потребовать миллиона долларов или больше.

Еще в начале 90-х годов прошлого столетия фирмой "Пратт-Уитни" был изготовлен и испытан универсальный стендовый имитатор двигателя диаметром около 430 мм. Позднее фирмы "Пратт-Уитни" и "Дженерал Электрик" перешли на имитаторы диаметром около 560 мм. Поперечное сечение УСИД фирмы "Дженерал Электрик" показано на рис. 1. Вентилятор этого имитатора приводится во вращение технологической турбиной с выхлопом в окружающее пространство. Модельная мотогондola поддерживается с помощью силовой стойки.

В настоящее время в ЦИАМ изготавливается первый биротативный УСИД для испытания в заглушенной камере стенда Ц-3А ЦИАМ (рис. 2). Этот УСИД также имеет диаметр 560 мм. Рабочие колеса имитатора приводятся в независимое противоположное вращение двумя турбинами.

Для УСИД диаметром 560 мм коэффициент моделирования ТРДД диаметром 2 м составляет 0,28, а для ТРДД диаметром 3 м - 0,19. Иначе говоря, для ТРДД большой тяги коэффициенты модели-

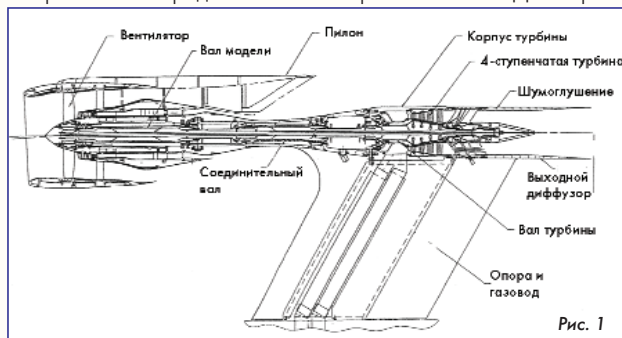


Рис. 1

Двигатель	Диаметр вентилятора, мм	Коэффициент моделирования	Диапазон частот модели, Гц
ПС-90А	1900	0,28	200...40 000
Д-18Т	2330	0,24	200...40 000
Д-436	1360	0,41	100...25 000
НК-93	2900	0,19	100...50 000

рования составляют приблизительно 1/4 - 1/5. В табл. 1 приведены коэффициенты моделирования трех серийных ТРДД, устанавливаемых на самолеты отечественного производства, и рабочие диапазоны частот для УСИД диаметром 560 мм.

Поскольку испытания модельных вентиляторов диаметром 560 мм - дело достаточно обычное, вопросов, связанных с аэродинамическим моделированием, практически не возникает. Что касается акустического моделирования, то согласно стандарту ИКАО шум самолетов и авиадвигателей измеряется в диапазоне частот 50...10 000 Гц. Для сохранения аэродинамического подобия при уменьшении размеров модели частоту вращения ее рабочего колеса увеличивают. В результате на аэ-

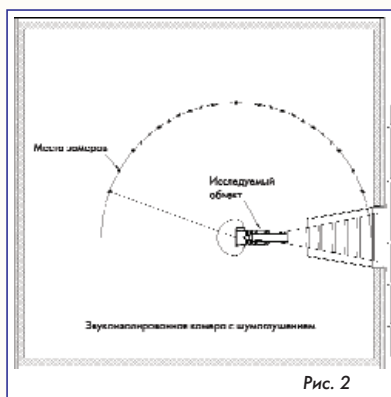


Рис. 2

родинамически подобных режимах рабочий диапазон частот на УСИД смещается в сторону высоких частот и достигает глубокого ультразвука. Поэтому испытания УСИД должны проводиться с использованием высокочастотной аппаратуры. При обработке данных, приводя результаты измерений к стандартным атмосферным условиям, следует учитывать повышенное затухание ультразвука в воздухе. Исследованиями, проведенными NASA, установлено, что затухание звука в атмосфере зависит главным образом от температуры и влажности воздуха.

Сложнее обстоит дело с панелями ЗПК. В табл. 2 представлены технические данные однослойных перфорированных ЗПК, используемых в некоторых ТРДД большой двухконтурности. Как видно, модельные однослойные перфорированные ЗПК на УСИД диаметром 560 мм при простом геометрическом моделировании должны иметь высоты 3...8 мм. Для сотовых перфорированных ЗПК предел их воз-

Таблица 2

Двигатель	Высоты ЗПК (натура), мм	Высоты ЗПК (модель), мм
ПС-90А	10...25	2,8...7,0
Д-18Т	10...25	2,8...7,0
Д-436	18...20	7,4...8,2

можной миниатюризации составляет не менее 5...6 мм. Поэтому моделирование однослойных перфорированных ЗПК строительной высотой 10 мм с помощью однослойных перфорированных ЗПК меньшей строительной высоты оказывается практически невозможным.

К сожалению, сложности не ограничиваются только технологическими проблемами. Ключевым параметром для использования данных, полученных на модельной облицовке с целью проектирования и доводки натуральных акустических ЗПК, является акустический импеданс ЗПК (импеданс - комплексное сопротивление). Теоретически подавление шума, полученное на натурной частоте для данного импеданса натурной облицовки, должно быть таким же, как полученное на модели при том же импедансе на соответствующей модельной частоте. По крайней мере, на этой частоте параметр проектного импеданса непосредственно переносится на натурный масштаб.

Однако у акустических панелей традиционной конструкции вследствие эффектов второго порядка непосредственно по геометрическому размеру и частоте акустический импеданс не моделируется. Нельзя просто "сжать" натурную ЗПК и ожидать, что импеданс на ее расчетной модельной частоте окажется таким же, как и у натурной облицовки на ее расчетной натурной частоте. Хотя и можно спроектировать модельную ЗПК, обеспечивающую требуемый импеданс на некоторой частоте, однако она может не обеспечить необходимого импеданс-спектра в требуемой для уменьшенной модели области частот, эквивалентного импеданс-спектру натурной ЗПК в соответствующем диапазоне частот.

Главное препятствие, остающееся на пути к успешному моделированию ЗПК в качестве инструмента проектирования натуральных ЗПК, является способность измерять импеданс модельных ЗПК как при наличии сносящего потока, так и без него вплоть до самой высокой частоты, представляющей интерес для модели. Без надежных измерений нельзя определить, какому импедансу соответствует измеренное подавление звука на данной частоте в облицованном канале модельной установки. Для данных модельной и натурной ЗПК на соответствующих модельной и натурной частотах импеданс должен быть одинаковым. Если известен импеданс модельной ЗПК, ее проектирование является достаточно простым. Однако соответствующие аналитические модели расчета импеданса должны быть подтверждены экспериментами.

В последнее десятилетие применительно к вентиляторам ТРДД интенсивно развиваются методы моделирования ЗПК. В 1998-2003 гг. в NASA была

выполнена исследовательская программа, главная цель которой состояла в совершенствовании методов, позволяющих использовать УСИД в качестве инструмента проектирования ЗПК. Главная цель программы состояла в развитии методов, позволяющих успешно использовать УСИД в качестве инструмента проектирования ЗПК.


Работа концентрировалась на создании методов, позволяющих расширить верхний предел частотного диапазона возможного применения методов расчета и измерения акустического импеданса модельных ЗПК. В прошлом верхний предел измерения импеданса натуральных панелей ЗПК равнялся приблизительно 6 кГц. На первом этапе работы были развиты методы, позволяющие при нормальном падении звука расширить диапазон частот измерения импеданса в импеданс-трубе приблизительно до 13 кГц. Цель второго этапа исследования состояла в удвоении этой величины до 25 кГц для импеданса ЗПК при отсутствии сносящего потока. Была выполнена также оценка методов расширения до 12 кГц диапазона частот при измерениях импеданса с учетом сносящего потока. В программе использовались как аналитические, так и экспериментальные методы. В работе были рассмотрены только однослойные ЗПК либо с перфорированным листом, либо с "линейным" сеточным слоем сопротивления.

С целью обеспечения теоретических оснований для описания влияния потока на уменьшенные модели ЗПК, свойства которых существенно отличаются от характеристик натуральных ЗПК, были усовершенствованы аналитические модели импеданса. Лабораторные испытания включали измерения импеданса при нормальном падении звука, измерения сопротивления продуванию слоев сопротивления ЗПК и измерения затухания звука в канале. Усовершенствованные аналитические импеданс-модели показали хорошее согласие с измерениями импеданса при нормальном падении звука приблизительно до 12...13 кГц.

Пока же при испытании УСИД используется приемы приближенного моделирование звукопоглощающих конструкций. Эти приемы включают:

- коррективку модельных сотовых перфорированных ЗПК с целью обеспечения требуемого импеданса на некотором режиме работы вентилятора;
- применение линейных сеточных модельных ЗПК;
- применение широкополосных объемных модельных ЗПК.

Следует заметить, что ЗПК на основе металлической сетки находят некоторое применение в авиодвигателестроении. Однако широкому их использованию мешают эксплуатационные недостатки таких ЗПК, связанные, в первую очередь, с быстрым загрязнением мелкодисперсной структуры сетки. Объемные же поглотители, включающие слои твердых или тонковолокнистых пористых материалов, практически не применяются в серийных двигателях как по причине их быстрого загрязнения, так и вследствие выдувания тонковолокнистого наполнителя. И линейные и объемные ЗПК обладают хорошими характеристиками звукопоглощения как по акустической эффективности, так и по широкополосности. При правильном подборе параметров таких ЗПК они могут достаточно точно смоделировать свойства модельных сотовых ЗПК для каждого из рабочих режимов натурального двигателя - взлетного, набора высоты и посадочного режима.

На рис. 3 показан пример размещения ЗПК в биротативном УСИД. Как видно, звукопоглощающие конструкции размещаются в воздухозаборном канале, в вентиляторе - между РК и СА, а также в наружном канале - как на внешней, так и на внутренней его стенках. Применение УСИД позволяет исследовать эффект от применения каждой ЗПК по отдельности и любой их возможной комбинации на двигателе, а также с высокой степенью достоверности оценить влияние этих конструктивных работ на реальном двигателе. 

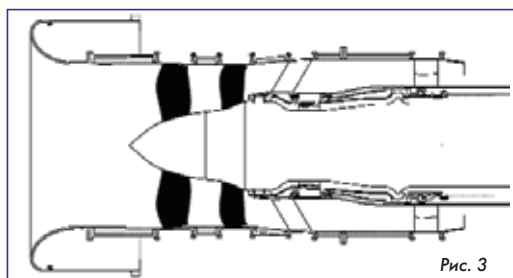


Рис. 3

МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ

В ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ

ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова": **Геннадий Афанасьев**, ведущий инженер
Владимир Маслов, начальник сектора
Борис Минеев, начальник отдела, к.ф.-м.н.
Марк Шехтман, ведущий инженер

Для повышения точности и достоверности данных, получаемых в натурном эксперименте, приходится применять все более сложные и дорогостоящие методы измерений. Потребность в них растет в том числе и по мере необходимости получения экспериментальной информации для верификации новых теоретических моделей и методов расчета. Методы, разработанные ЦИАМ, с успехом применимы как на предприятиях авиадвигателестроения, так и в смежных отраслях.

Традиционный вид измерения при испытаниях авиационных двигателей и их узлов - контактная термометрия. Для высокотемпературных измерений предложены конструкции охлаждаемых термозондов с термопарами типа ТПР (ПР30/6), работоспособных до температур 1900 К и термопарами из сплавов Ir-Ir/Rh, которые могут применяться до температур 2400 К. На базе миниатюрных термометров сопротивления из вольфрама созданы термозонды для высокоточных измерений ($\pm 0,04...0,06$ °С) невысоких температур -50...150 °С. Для измерения криогенных температур наряду со стандартными используются и оригинальные термодатчики. Измерение переходных процессов в диапазоне 50...400 °С производится с помощью малоинерционных хромель-копелевых термопар с достаточно высоким временным разрешением. Термометрирование миниатюрных деталей осуществляется с помощью кабельных термопар. Для метрологического обеспечения этих измерений создана соответствующая метрологическая база.

С целью определения температурных полей на поверхности деталей сложной конфигурации в ЦИАМ разработаны многопереходные термоиндикаторные краски, применяемые в диапазоне температур от 140 до 1520 °С с погрешностью 6 °С на изотерме. Они сертифицированы как средство единичного изготовления, обладают высокой адгезией, устойчивостью к газовым потокам, применяются для термометрирования как металлических, так и неметаллических поверхностей в условиях сильных вибраций и вымывания высокотемпературными газовыми потоками, сохраняют свой цвет неограниченно долго после снятия температурного воздействия.

Для бесконтактного измерения температуры в ЦИАМ используются тепловизоры и пирометры разных типов. Пирометр спектрального отношения разработан для измерения температуры газового потока в диапазоне 1500...2500 К по излучению паров воды в близкой ИК-области спектра. Погрешность измерений - менее 4 % на уровне 2000 К. Для высокочастотного (500 кГц) измерения полей температур поверхности рабочих лопаток турбины применяется оптический многоканальный пирометр. Диапазон измеряемых температур прибора 700...1100 °С, погрешность ~6 °С. Для повышения точности измерения температуры поверхности оптическим пирометром проводятся измерения излучательной способности реальных лопаток турбины с использованием оригинального метода калибровки образцового пирометра по реперной точке плавления чистого серебра. Используется также комплект градуировочной аппаратуры, включающий образцовый пирометр и различные модели абсолютного черного тела.

Еще один наиболее часто встречающийся вид измерений - измерения давлений. Особенную сложность всегда представляли измере-

ния переменных давлений. В институте разрабатываются и применяются различные средства градуировки таких датчиков и измерительных каналов в диапазоне частот от нескольких герц до нескольких килогерц. Для дистанционного измерения переменного давления (например, в высокотемпературных средах) используются зонды переменного давления специальной конструкции, обеспечивающие малую неравномерность амплитудно-частотной характеристики измерительного канала в заданном частотном диапазоне.

Для отработки математических моделей, облегчения понимания физического механизма того или иного явления в сложных трехмерных турбулентных течениях в ЦИАМ применяются различные виды визуализации течения. Модификации традиционной визуализации с помощью лазерного ножа (визуализация потока в сечении световой плоскости) позволяют просто и надежно получать интересные результаты. Например, "дымящаяся" проволочка с узловым распределением источников дыма хорошо "проявляет" линии тока (рис. 1).

Лазерный нож может использоваться и для визуализации фронта пламени при исследовании течений в модельных камерах сгорания. При наличии горения мелкие частички, например, масляного аэрозоля, введенные в поток перед зоной горения, испаряются при прохождении через фронт пламени. Мгновенное положение границы раздела темных и светлых областей на визуализационных картинках, полученных при малых временах экспозиции, соответствует мгновенному положению фронта пламени в сечении лазерного ножа.

Цифровая регистрация визуализационных картин позволяет ввести изображение в компьютер и получить количественную ин-

формацию, обработав картинку по специализированной программе. С помощью специальных оптических зондов можно визуализировать труднодоступные объекты. В частности, компьютерная обработка изображения радиального или осевого зазора дает возможность вычислить его величину в пределах от 0 до 5 мм с погрешностью 1 %. Применение синхронизации на вращающихся объектах позволяет исследовать моды колебаний лопаток, динамику нарастания льда, процесс развития повреждения при попадании посторонних предметов, рост трещин при исследовании усталостных разрушений и т.д. По смещению частиц маркеров на деформируемом объекте можно получить распределение напряжений. Обработка двойных кадров изображений частиц, подмешанных в поток, в плоскости лазерного ножа дает возможность определять мгновенные поля скоростей. Эта технология лежит в основе быстро прогрессирующего метода PIV (Particle Image Velocimetry), находящегося сейчас в ЦИАМ в стадии становления.

Для изучения турбулентных течений активно используются такие методы как термоанемометрия и лазерная доплеровская ане-



мометрия. Они применяются отдельно или дополняют друг друга в зависимости от особенностей изучаемого течения и поставленных задач. Принцип действия термоанемометра основан на зависимости сопротивления проволочного или пленочного чувствительного элемента от его температуры, которая в свою очередь зависит от скорости, температуры и плотности обтекающего датчик потока. В основе лазерного доплеровского измерителя скорости (ЛДИС) лежит измерение скорости специально подмешиваемых в исследуемый поток частиц, имеющих те же мгновенные скорости, что и газовая среда. Скорость частицы определяется по времени пролета между полосами интерференционной картины, образованной в месте пересечения когерентных лазерных лучей. ЛДИС применим при любых интенсивностях турбулентности, измеряет любые статистические характеристики одной, двух или трех компонент скорости, не требует калибровок. Тем не менее его применение ограничено в основном модельным экспериментом из-за сложности методики, оборудования и оптического доступа в область измерения. Последнее ограничение частично снимается с применением оптоволоконной оптической системы. Измерения, основанные на лазерной анемометрии, являются бесконтактными, не искажают поток, обеспечивают высокую точность, широкий динамический диапазон измеряемых скоростей, хорошее пространственное (0,1x1 мм) и временное (1 мкс) разрешение.

В ЦИАМ ЛДИС нашел применение в основном для измерений характеристик струй, параметров течения внутри вращающихся рабочих колес лопаточных машин и при исследовании высокотурбулентных, закрученных потоков: за пылезащитными и шумоглушащими устройствами, фронтowymi устройствами камер сгорания. Учеными института была разработана и широко применяется на практике методика измерений параметров потока в межлопаточных каналах вращающихся рабочих колес ГТД. На рис. 2 показана визуализация струи из шевронного сопла и температурное поле в поперечном сечении недалеко от среза сопла.

ЛДИС оказался незаменимым инструментом при исследовании механизмов развития неустойчивости горения предварительного смешанного газообразного топлива с воздухом. В частности, если в потоке присутствуют доминирующие колебания на одной или нескольких дискретных частотах, возможно измерение полей скорости, осредненных по фазе различных доминирующих коле-

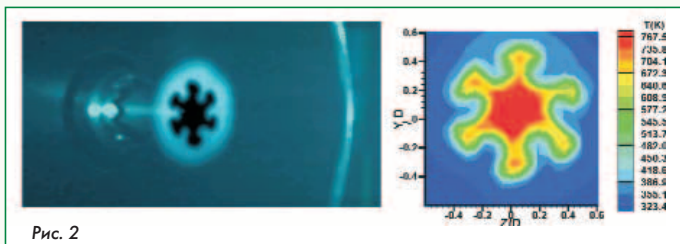


Рис. 2

баний. Последовательное построение таких полей в порядке возрастания фазы колебания от 0 до 2π позволяет выделить пространственную структуру колебательного движения (рис. 3).

Применение лазерного анемометра для измерения скорости в аэродинамической трубе сделало возможным детальное изучение особенностей обтекания решеток профилей различных конфигураций, и сравнение их по величинам потерь, а также позволило решить задачу построения решетки, парирующей возмущение, распространяющееся вверх по потоку. Эта задача связана с тем, что на ряде ГТД наблюдаются значительные резонансные напряжения на рабочих колесах ступеней компрессора, расположенных перед относительно массивными конструктивными деталями (стойками, пилонами и т.п.), загромождающими проточную часть. Указанный резонанс связан обычно с числом

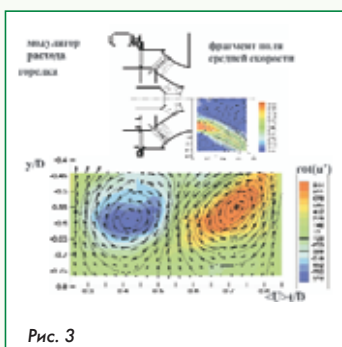


Рис. 3

стоек (или других деталей) и обусловлен переносом возмущений от них вверх по потоку решеткой спрямляющего аппарата, расположенного непосредственно перед стойками. Как показали экспериментальные исследования, равномерная решетка, установленная перед плохо обтекаемым телом, переносит возмущения вверх по потоку, значительно усиливая их по сравнению с возмущениями, вызванными этим телом при отсутствии решетки. Неравномерная решетка, оптимизированная по определенному критерию, позволяет ликвидировать крупномасштабную неравномерность во всей области течения перед решеткой, уменьшая при этом уровень потерь. По результатам экспериментов была создана методика расчета, позволяющая оптимизировать спрямляющий аппарат. На рис. 4 приведены результаты экспериментов.

При исследованиях процессов распыливания и испарения жидкого топлива в камерах сгорания необходимо знать средний размер капель топлива, их концентрацию, а также функцию распределения плотности вероятности по размерам в различных областях потока. Кроме того, полезно иметь информацию о скорости капель отдельных размерных групп (величина скорости, усредненная по

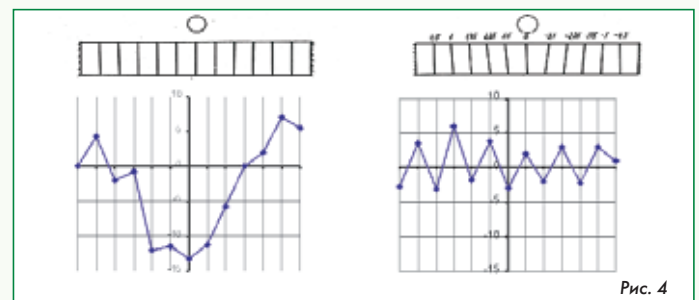


Рис. 4

всем измеренным частицам данного размера). Весьма удобен для этих целей фазо-доплеровский метод измерения скорости и размеров частиц (Phase Doppler Particle Analyzer, PDPA). Распыленные в потоке капли жидкости, так же как в ЛДИС, проходя через область пересечения двух когерентных лазерных лучей, генерируют сигнал, частота которого линейно зависит от скорости потока, а сдвиг фазы сигналов от отдельно стоящих фотоприемников связан с размером частицы. Метод позволяет проводить высокоточные, локальные измерения распределений частиц по размеру в диапазоне от 0,5 мкм до нескольких миллиметров без градуировки оборудования. В ЦИАМ этот метод применялся для исследования характеристик распыла топливных форсунок камер сгорания. На рис. 5 показана характерная гистограмма распределения капель топлива по размерам, измеренная в факеле распыла пневматической форсунки в составе фронтowego устройства.

Для измерения размеров частиц в ЦИАМ используются методы и аппаратура собственной разработки. Ранние разработки основаны на особенностях малоуглового рассеяния света, что позволяет измерять средний заутеровский диаметр частиц и усредненную вдоль луча концентрацию частиц. В последние годы разработан планарный моноимпульсный метод измерения мгновенных распределений размеров и концентраций частиц на основе одновременного измерения рассеянного на частичках лазерного излучения и флуоресцентного излучения красителя, предварительно подмешанного к распыливаемой жидкости.

Авторы этой статьи ставили задачу ознакомить специалистов предприятий различных отраслей промышленности с некоторыми хорошо отработанными в нашем институте современными измерительными технологиями. Все они были хорошо отработаны на экспериментальных стендах ЦИАМ и могут быть применены при проведении самых разнообразных исследований.

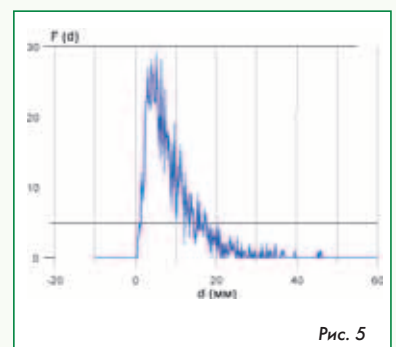


Рис. 5

ЦИАМ и "САЛЮТ" - СЕМЬДЕСЯТ ПЯТЬ ЛЕТ ВМЕСТЕ

Не существует ни одного предприятия авиационного двигателестроения на территории бывшего Советского Союза, которое не было бы в настоящее время связано самыми тесными узлами с Центральным институтом авиационного моторостроения. И все же только ФГУП "ММПП "Салют" может гордиться тем, что его творческие и деловые отношения с ЦИАМ установились непосредственно с момента рождения последнего.

Юрий Елисеев, генеральный директор ФГУП "ММПП "Салют"

3 декабря 1930 г. Реввоенсоветом СССР было принято решение об объединении отдела авиамоторов ЦАГИ и отдела опытного машиностроения завода № 24 (так в те годы называлось ФГУП "ММПП "Салют") в единый институт авиационных моторов, которому в 1932 г. было присвоено наименование ИАМ. Его начальником был назначен Н.И. Побережский, до этого работавший директором завода № 24. В дальнейшем этот институт стал именоваться Центральным институтом авиационного моторостроения (ЦИАМ).

В первой половине тридцатых годов прошлого столетия ЦИАМ объединил несколько конструкторских бюро, которые создали первые мощные поршневые двигатели в стране (АМ-34, АЧ-30). Двигатель АМ-34 оказался очень перспективным; он сам и его модификации имели долгую жизнь, начиная с обеспечения

ходимые испытания и доводку всех отечественных двигателей. Именно в пятидесятых годах, в "золотой" период советского двигателестроения, ЦИАМ принимал непосредственное участие в создании легендарных двигателей главных конструкторов В.А. Добрынина, А.Г. Ивченко, А.М. Люльки, А.А. Микулина. По рекомендации ЦИАМ были созданы первые в мире ТРДФ со сверхзвуковыми ступенями компрессоров.

ММПП "Салют" в те годы осваивал производство все более сложных в технологическом отношении двигателей. Начав в 1947 г. с изготовления первого отечественного турбореактивного двигателя (ТРД) ТР-1, коллектив завода последовательно наладил крупносерийный выпуск ТРД четырех поколений:

- ТР-1 и семейство ВК-1 - первое поколение;
- семейство АЛ-7 и семейство Р15Б-300 - второе поколение;



На вопросы китайских специалистов отвечает генеральный директор ФГУП ЦИАМ В.А. Скибин



Двигатели АЛ-31Ф для российских и китайских истребителей

беспосадочных перелетов через Северный Полюс в Америку и кончая использованием на знаменитом штурмовике Ил-2.

Серийное производство этого двигателя с 1931 г. осуществлялось на заводе № 24 (с 1942 г. на московской площадке предприятия был организован завод № 45), и с этого времени творческое сотрудничество института и завода еще более укрепилось.

В конце войны в ЦИАМ начались работы над отечественным турбореактивным двигателем ТР-1, а в первые послевоенные годы институт полностью переключился на реактивную тематику.

Главным событием пятидесятых годов минувшего века в жизни ЦИАМ стало создание национального экспериментально-исследовательского комплекса, предназначенного для испытаний всех создаваемых в стране авиационных двигателей и их основных элементов в имитированных высотно-скоростных условиях полета. Этот крупнейший в Европе испытательный комплекс вошел в строй в 1955 г. и стал филиалом ЦИАМ (сейчас - НИЦ ЦИАМ). Испытательный комплекс был спроектирован и построен с такой перспективой, что вплоть до настоящего времени при относительно небольшой модернизации он обеспечивает необ-

- семейство АЛ-21Ф3 - третье поколение;
- семейство АЛ-31Ф - четвертое поколение.

Создание многорежимного двухконтурного форсированного двигателя четвертого поколения АЛ-31Ф при непосредственном участии и научном обеспечении ЦИАМ явилось крупным научно-техническим достижением отечественного авиадвигателестроения. Высокие качества этого двигателя - малый удельный вес и габариты, газодинамическая устойчивость при полете с большими углами атаки, широкий диапазон условий устойчивой работы камеры сгорания, хорошая динамика и отсутствие ограничений на перемещение РУД - позволяют говорить об этом двигателе как об одном из наиболее совершенных двигателей, предназначенных для высокоманевренных самолетов, имеющем значительный потенциал дальнейшего развития.

В новых экономических условиях, обернувшихся тяжелыми испытаниями для отечественного авиадвигателестроения, ММПП "Салют", выпускающее такую высокотехнологичную продукцию как авиационные ГТД, получило возможность твердо и надежно закрепиться на рынке, лишь обладая значитель-

ным научно-техническим заделом в части модернизации выпускаемых изделий (в том числе АЛ-31Ф), а также в отношении разработки двигателей новых поколений.

Для успешного создания конкурентоспособных перспективных авиационных двигателей несомненной является ключевая роль опережающего научно-технического задела в форме критических технологий, реализуемых в экспериментальных элементах, узлах, газогенераторах. В этой связи творческое сотрудничество с ЦИАМ - головным институтом по двигателям, 75-летие которого мы отмечаем, является важнейшим шагом в реализации концепции развития ММПП "Салют", которая нацелена на организацию проектных и производственных структур, обеспечивающих поэтапную модернизацию АЛ-31Ф, а также разработку новых двигателей в условиях полного отсутствия финансируемых государством программ.

Работы, проводимые ЦИАМ в интересах создания научно-технического задела для модернизации двигателей АЛ-31Ф на договорной основе с ММПП "Салют", помогли сохранить кадровый состав института и вести собственные научные разработки, не связанные с проведением совместных работ.

При модернизации двигателя АЛ-31Ф большое внимание было уделено повышению надежности, производственной и эксплуатационной технологичности, ресурса.

Новые конструкторские решения связаны с применением более совершенных материалов и технологических приемов, с повышением уровня термогазодинамического совершенства узлов двигателя. Эти работы проводятся в тесном сотрудничестве с ЦИАМ как по линии проектно-конструкторских разработок, так и в отношении экспериментальных исследований.

Совместными усилиями ученых ЦИАМ и конструкторов ММПП "Салют" был спроектирован высоконапорный трехступенчатый вентилятор, отличающийся увеличенным расходом воздуха. Этот вентилятор обеспечит более высокую степень повышения давления по сравнению с исходным четырехступенчатым вариантом.

Особенностью его конструкции является применение широкохордных бесполочных лопаток и ротора типа "блиск", что в совокупности обеспечивает сокращение числа лопаток примерно в 1,6 раза. В результате применения этого вентилятора и выполнения ряда других мероприятий тяга модернизированного ТРДДФ возрастет на 17 %.

При разработке проекта трехступенчатого вентилятора специалистами ЦИАМ были использованы наиболее современные технологии проектирования и численного моделирования рабочего процесса. Оптимизация и расчет характеристик этого вентилятора выполнялись на основе сквозного трехмерного расчета вязкого течения в рамках уравнений Навье-Стокса.


Налажена тесная творческая связь между специалистами конструкторского бюро ММПП "Салют" и ЦИАМ по камерам сгорания. Проводится совместный анализ теплового и напряженного состояния стенок серийной камеры сгорания двигателя АЛ-31Ф, что в перспективе должно способствовать повышению ее

ресурса. Следует отметить также усилия специалистов ММПП "Салют", направленные на совершенствование характеристик камеры сгорания и разработку конструкции с повышенной допустимой температурой газа перед турбиной, что обеспечит улучшение параметров двигателя. Это, в частности, касается разработки двойных перфорированных стенок жаровой трубы и фронтального устройства с интенсивным смещением топлива с воздухом. Быстрая и удачная реализация и внедрение этих идей может выдвинуть ММПП "Салют" в число передовых разработчиков высокотемпературных камер сгорания.

Как одно из важнейших направлений совместной работы ЦИАМ с ММПП "Салют" следует рассматривать решение задач создания конструкции турбинных лопаток с транспирационной схемой охлаждения. Потребовались годы, чтобы понять и реализовать основные моменты технологии их изготовления и получить первые образцы таких лопаток, но сегодня уже ясно, что такие лопатки делать можно как в равноосном, так и в монокристалльном варианте. Работы по созданию устойчивой серийной технологии, проводимые совместно с ЦИАМ, ВИАМ и нашим заводом, успешно развиваются, и в ближайшее время можно ожидать, что эта технология будет внедрена в производство одного из разрабатываемых изделий.

Важным направлением сотрудничества коллективов ЦИАМ и ФГУП "ММПП "Салют" является научно-техническая экспертиза ведущими специалистами института новых разработок конструкторов предприятия, спектр которых охватывает как авиационные двигатели различного назначения, так и энергетические ГТУ наземного применения. Так, значительный интерес вызвал проект высокотемпературной парогазотурбинной энергетической установки сложного цикла МЭС-60 мощностью 60 МВт, в которой предполагается применение ряда перспективных технологий для обеспечения высокого к.п.д. К числу новых технологий, примененных на МЭС-60, относится: охлаждение высокотемпературной турбины по специальной схеме, утилизация "тепловым насосом" остаточного тепла выхлопных газов и тепла, выделившегося при конденсации, и др.

Применение принципиально новых технологий при создании перспективных двигателей различного назначения позволит в несколько раз увеличить ресурс двигателей, на 15...30 % повысить экономичность, на 25...50 % снизить массу, уменьшить число деталей в 1,5...2 раза, удовлетворить перспективным требованиям по безопасности и экологии. Плодотворное творческое и деловое сотрудничество ММПП "Салют" и ЦИАМ, проверенное совместными работами на протяжении многих десятилетий, служит дальнейшему укреплению и развитию отечественного авиадвигателестроения.

Коллектив ММПП "Салют" поздравляет всех сотрудников ЦИАМ со знаменательным событием, желает успехов в их плодотворной деятельности и продолжения нашей совместной творческой работы. 



Обсуждение новых технологий на конференции, посвященной проблемам создания двигателя пятого поколения



Расчет камеры сгорания



Новый ротор компрессора низкого давления для АИ-222-25



КНД 924 для двигателя АЛ-31Ф-М1



Главком ВВС Михайлов осматривает первую ступень компрессора, выполненную по технологии "блиск"

УМПО — ЦИАМ

Юрий Пустовгаров, генеральный директор ОАО "УМПО"



Коллективы ОАО "Уфимское моторостроительное производственное объединение" и ФГУП "Центральный институт авиационного моторостроения" связывают многолетние плодотворные деловые отношения. Многие выдающиеся деятели, в разные годы возглавлявшие Уфимский моторостроительный завод, работали и в Центральном институте авиационного моторостроения. Это Иосиф Израилевич Побережский, первым возглавивший вновь созданный институт, Гавриил Дмитриевич Брусникин, работавший в 1932-1937 гг. инженером ЦИАМ по нефтяным двигателям, а затем возглавивший Уфимский моторный завод, это и Владимир Яковлевич Климов, бывший главный конструктор Уфимского моторного и другие. В трудные годы Великой Отечественной войны проектное бюро Центрального института авиационного моторостроения в Башкирии работало бок о бок с уфимскими моторостроителями, приближая победу нашей страны над фашизмом. Именно в Уфу был в 1941-1942 гг. эвакуирован ЦИАМ, и именно здесь, в самую суровую зиму 1942 года, он продолжил начатые в Москве работы над повышением высотности авиационных моторов. Разработки института прямо со стенда внедрялись в сборочные цеха завода. В Уфе сотрудники ЦИАМ вели активные исследования, доводку и сборку нагнетателей В.А. Доллежала. Впоследствии их устанавливали на моторах М-105, что существенно повысило боевые качества "ЛаГГов" и "Яков". Оснащенные собираемыми циамовцами на площадях нашего моторного завода нагнетателями двигатели проходили испытания на заводе № 26 и отправлялись в 12-й гвардейский полк 1-й Воздушной армии.

Тесное сотрудничество ЦИАМ и заводских инженеров не прерывалось и в последующие годы. Практически все двигатели, выпускаемые в Уфе в разные периоды времени, проходили доводку с участием московских ученых. Еще не окончилась вой-


на, а завод - первым из советских серийных предприятий - при самом активном участии ЦИАМ начал заниматься реактивной техникой. Руководил этим направлением известный конструктор В.Я. Климов, долгое время работавший в ЦИАМ.

И не удивительно, что знаменитые климовские двигатели ВК-1, в создании которых принимал участие весь ЦИАМ, начали выпускаться именно здесь. В последующие годы многие двигатели, бывшие гордостью нашей авиации (РД-9Б, Р11-300, их многочисленные модификации, многие более поздние разработки) выпускались серийно именно здесь. Все вопросы, связанные с научным сопровождением серии, решались на заводе непременно при участии ученых из московского центра авиационной науки. Закономерно, что самый лучший современный двигатель АЛ-31ФП с поворотным реактивным соплом вышел в серию именно из

стен нашего завода. При этом мы тесно сотрудничали с ОКБ, опытными и серийными заводами, на которых создавалась вся эта техника: московскими, ленинградскими, запорожскими, пермскими.

Методики, созданные ЦИАМ для оценки надежности и ресурса отдельных деталей и узлов, легли в основу современных методов контроля стабильности серийного производства и качества выпускаемой продукции. Это является одной из ведущих составных частей базы для выпуска конкурентоспособной продукции. По проектам Центрального института авиационного моторостроения на базе Уфимского моторостроительного производственного объединения была создана лаборатория прочности. И сегодня ФГУП "ЦИАМ" и ОАО "УМПО" совместно решают проблемы повышения надежности и ресурса выпускаемых изделий.

В декабре 2005 г. исполняется 75 лет со дня образования ФГУП "ЦИАМ". Центральный институт авиационного моторостроения прошел славный трудовой путь и внес большой вклад в развитие отечественной авиации. Этот головной институт авиадвигательной подотрасли - единственная в Российской Федерации организация, осуществляющая комплексные научные исследования и разработки в области авиадвигательного строения. Результаты его труда во всем: начиная от фундаментальных исследований физических процессов до совместных работ с опытно-конструкторскими бюро по созданию, доводке и сертификации новых двигателей, а также научного сопровождения их производства.

В качестве приоритетных направлений своей деятельности ОАО "УМПО" всегда выбирает активное внедрение достижений науки в производство. Тесное сотрудничество с ФГУП "Центральный институт авиационного моторостроения" позволяет моторостроителям всегда находиться на острие научно-технического прогресса. А за этим - будущее. 

РД1700: ПОДГОТОВКА К ЛЕТНЫМ ИСПЫТАНИЯМ

Александр Бардычев, генеральный директор, главный конструктор ГУП ТМКБ "Союз"

В начале октября этого года на испытательном стенде ГУП ТМКБ "Союз" успешно завершены испытания авиационного двигателя РД1700 № 3404-005 по специальной программе.

Программа испытаний предусматривала оценку параметров двигателя, предусмотренных техническим заданием ВВС МО РФ и ФГУП "РСК "МиГ", а также проверку и подтверждение расчетных характеристик узлов и двигателя в целом.

Двигатель № 3404-005 продемонстрировал заявленную тягу $P = 16,67$ кН при сохранении запаса по температуре газов $T_r^* = 90$ К.

Подтверждены расходные и напорные характеристики компрессоров двигателя, спроектированных и рассчитанных совместно с ЦИАМ им. П.И. Баранова. При этом к.п.д. узлов компрессора низкого давления и компрессора высокого давления составили, соответственно, 0,87 и 0,86. Высокие удельные характеристики узлов двигателя позволили получить на крейсерских режимах работы двигателя удельный расход топлива на 2,5...3,0 % ниже, чем на двигателе LARZAC-04R20.

Выполнены оценки переменных режимов на двигателе РД1700 на сегодня, при сохранении устойчивой работы, реализует приемистость до максимального режима $\tau_{\text{МГ-М}} = 7$ с, а приемистость $\tau_{70\%-\text{М}} = 3,5$ с. Оценка переменных режимов выполнялась в условиях, когда запасы газодинамической устойчивости не определены, а только подтверждена их достаточность в условиях максимальных возмущений, соответствующих режимам устойчивой работы двигателя LARZAC-04R20. Возможности оперативного изменения программ, определяющих избытки топлива, заложенные в САУ-134 (разработчик НИИ "ЭГА", Москва), позволили в темпе эксперимента уточнять расчетное протекание харак-




теристик автомата приемистости (АП), что в дальнейшем обеспечит полную оптимизацию настройки АП.

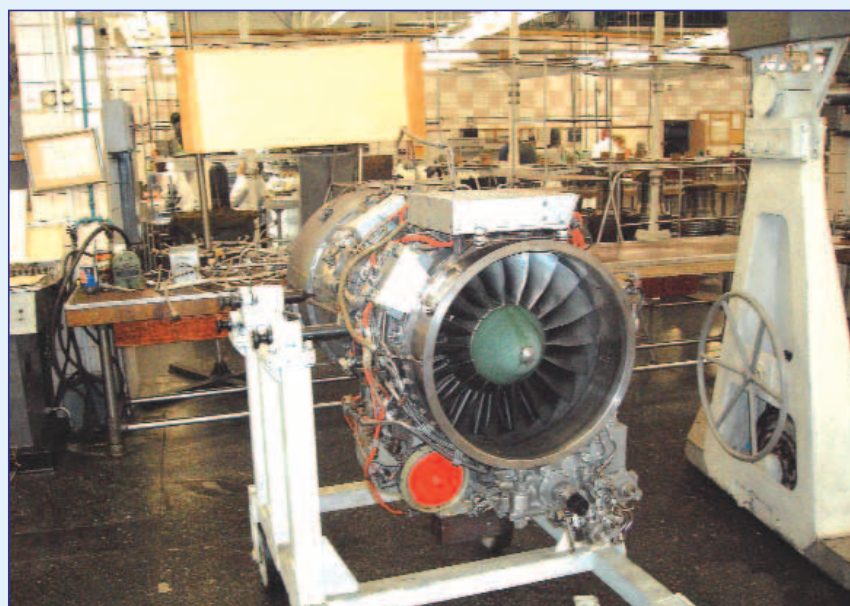
Отработана система запуска двигателя, обеспечившая время запуска $\tau_{\text{зап}} = 38...40$ с. Стартер-генератор СТГ-9М и агрегаты управления запуском (разработчик ОАО "Аэроэлектромаш", Москва, и УНПО "Молния", Уфа) показали хорошую надежность при заданных минимальных габаритных и весовых характеристиках.

Необходимо отметить, что сборка РД1700 № 3404-005 выполнена серийным заводом (ОАО "ММП им. В.В. Чернышева", Москва), что подтверждает на сегодня полную готовность и способность предприятия к серийному выпуску двигателей.

Выполненная программа испытаний двигателя РД1700 № 3404-005 подтвердила выбор конструктивного лица двигателя компоновки государственных совместных испытаний. Завод готов к серийному производству двигателя РД1700 для внутреннего и внешнего заказчика и для завершения работ по сертификационному базису, включающему ряд специальных испытаний и в том числе летные, передает в ТМКБ "Союз" пока 10 двигателей.

Только после успешного завершения длительных и специальных испытаний мы можем быть уверены в стабильности конструктивного лица и переданной рабочей конструкторской документации. Совместными планами с конструкторским бюро и Инженерным центром "ОКБ им. А.И. Микояна" определен срок начала летных испытаний двигателя - февраль 2006 года. Работы в этом направлении ведутся и заводом, и смежниками, и разработчиками.

Коллективы предприятий очень серьезно настроены на выполнение этих сроков, а очередной шаг к завершению ОКР по РД1700 позволяет подтвердить реальность наших планов. 



"ПЕРМСКИЕ МОТОРЫ" И ЦИАМ - ПРИМЕР ЭФФЕКТИВНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЗАДЕЛ - КЛЮЧ К УСПЕШНОЙ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОЕКТА СОЗДАНИЯ НОВОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ БЛИЖНЕ-СРЕДНЕГО МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

75 лет
ЦИАМ

ОАО "Авиадвигатель":

Николай Кокшаров, заместитель генерального директора, генерального конструктора - начальник ОКБ

Игорь Максимов, заместитель главного конструктора

Евгений Гузачев, заместитель начальника отдела компрессоров

Николай Андриюков, начальник бригады отдела камер сгорания

Вениамин Белканов, заместитель начальника отделения турбин

Любое конструкторское бюро или институт могут успешно развиваться только в том случае, если они работают над созданием новых проектов. Для ОАО "Авиадвигатель" последние годы основным перспективным проектом является двигатель для ближне-среднего магистрального самолета (БСМС). Создание такого двигателя предусмотрено Федеральной целевой программой "Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года", является наиболее актуальной задачей для всего российского моторостроения. Двигатель призван стать базой для разработки целого семейства газотурбинных двигателей, как авиационных, так и наземного применения, и обеспечит сохранение двигателестроительной отрасли промышленности России в 21 веке. Сегодня "Авиадвигатель" и ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова" ведут совместные работы по созданию научно-технического задела (НТЗ) в обеспечение разработки нового современного двигателя для БСМС.

К новому двигателю предъявляются следующие основные требования:

1. Класс тяги - 12 тс.

2. Надежность и ресурс:

- наработка на выключение в полете не менее 200 тыс. ч (к началу эксплуатации не менее 50 тыс. ч - требование ETOPS на 180 мин);

- полный назначенный ресурс "горячей" части не менее 20 000 полетных циклов, "холодной" части не менее 40 000 полетных циклов;

- наработка на посещение цеха для ремонта не менее 12,5 тыс. ч;

- надежность вылета ВС, связанная с готовностью двигателя, не менее 99,95 %.

3. Экология:

- снижение шума не менее чем на ~10 EPN дБ по сравнению с нормой Гл. 4 ИКАО;

- снижение эмиссии вредных веществ по NO_x на 20...30 % к нормам ИКАО 2008 года.

4. Экономичность:

- крейсерский удельный расход топлива 0,535...0,55 кг/кгс·ч ($M = 0,8$, $H = 11$ км).

5. Эксплуатационная технологичность:

- удельная трудоемкость техобслуживания не более 0,2 часа на час полета.

Кроме того, к двигателю предъявляются жесткие требования по стоимости изготовления и ремонта, так как новый двигатель должен быть конкурентоспособным с новейшими двигателями ведущих двигателестроительных фирм мира.

Достижение этих требований, как показал анализ, связано с очень большими техническими рисками, для снижения которых необходима разработка ключевых технологий проектирования и изготовления газотурбинных двигателей. Таким образом, сегодняшний уровень наших знаний и практический опыт недостаточны для создания авиационного двигателя с вышеуказанными характеристиками в жестко заданные сроки и при ограниченном финансировании. Это делает инвестиции в программу создания двигателя для БСМС рискованными и, следовательно, программа создания двигателя становится малопригодной для инвесторов. А учитывая, что Программа развития гражданской авиационной техники России подразумевает обязательное 50...70-процентное внебюджетное финансирование проектов, то наличие научно-технического задела, становится определяющим фактором для начала программы создания двигателя.

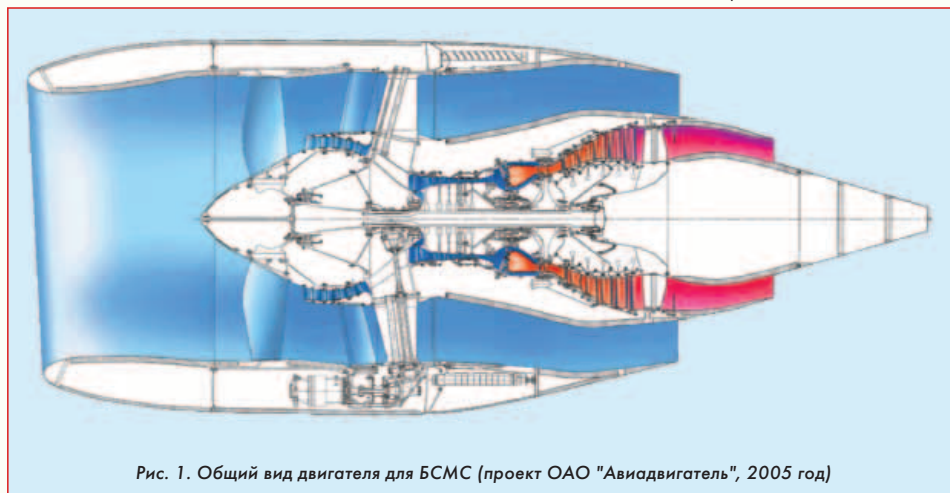


Рис. 1. Общий вид двигателя для БСМС (проект ОАО "Авиадвигатель", 2005 год)

Исходя из этих условий "Авиадвигатель" совместно с ЦИАМ приступил к созданию НТЗ в обеспечение разработки двигателя для БСМС. Проведенные в 1999...2004 годах исследования позволили определить технический облик двигателя и его основных узлов (рис. 1).

Работа по созданию НТЗ ведется по следующим направлениям:

1. Создание высокоэффективного, высоконапорного, малоступенчатого компрессора высокого давления (КВД);

2. Создание малоэмиссионной камеры сгорания (КС);

3. Создание высокоперепадной, одноступенчатой турбины высокого давления (ТВД);

4. Создание демонстрационного газогенератора;

5. Разработка технологии изготовления "облегченной" рабочей лопатки (РЛ) вентилятора;

6. Создание высокоэффективного вентилятора с "облегченными", стреловидными, широкохордными рабочими лопатками.

7. Создание двигателя демонстратора нового вентилятора на базе двигателя ПС-90А.

8. Разработка мероприятий, направленных на снижение шума двигателя.

9. Исследование конструкционной прочности новых высокопрочных сплавов для изготовления дисков турбины, вала ТНД, дисков КВД.

10. Создание двигателя-демонстратора технологий (прототипа двигателя для БСМС).

Данная программа создания НТЗ рассчитана на 4...5 лет и подразумевает обязательное бюджетное финансирование.

Темпы создания НТЗ по двигателю для БСМС были дополнительно ускорены в 2004 г. после открытия НИР "Программа НТЗ" (головной исполнитель ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова", соисполнители - отраслевые институты и предприятия промышленности). В 2004 - 2005 гг. проведен большой комплекс исследований, направленных на отработку ключевых технологий в обеспечение создания двигателя для БСМС, но в настоящий момент работы, связанные с созданием НТЗ по двигателю для БСМС, находятся в начальной стадии и их завершение зависит от бюджетной поддержки.

Ключевыми этапами в этой работе являются:

- изготовление и испытания демонстрационного газогенератора в 2008 г.;

- изготовление и испытания двигателя-демонстратора вентилятора с широкохордными "облегченными" рабочими лопатками в 2008 г. Этот двигатель-демонстратор планируется изготовить на базе серийного двигателя ПС-90А;

- изготовление и испытания двигателя - демонстратора технологий в 2009 г.

Все это обеспечит разработку и освоение предприятиями авиационной промышленности России новых технологий проектирования и изготовления перспективных гражданских и военных авиационных двигателей, конкурентоспособных с новейшими разработками ведущих западных фирм и, в конечном счете, обеспечит сохранение российской авиационной промышленности в 21 веке.

Широкие аспекты сотрудничества

1. Компрессоростроение

Сотрудничество "Авиадвигателя" с ЦИАМ и в области компрессоростроения имеет свои традиции и богатую историю. Его истоки относятся ко времени создания компрессоров двигателей Д-20П, Д-30. Дальнейшее развитие сотрудничество получило при разработке двигателей Д-30Ф6 и ПС-90А; не ослабевает оно и в настоящее время при создании компрессора для двигателя с экономическими, эксплуатационными и экологическими показателями мирового уровня. Для такого двигателя необходимо создать вентилятор, имеющий производительность на 15...20 % выше, чем у современных российских двигателей, при повышенной эффективности сжатия и уменьшенном уровне шума и компрессор высокого давления повышенной эффективности с более чем вдвое меньшим числом ступеней.



Рис.2. Проект БСМС MS-21

Для достижения этих целей совместно с ЦИАМ ведется проектирование таких компрессоров с использованием новейших технологий на всех этапах создания компрессора: аэродинамического, прочностного проекта, разработки конструкторской документации, подготовки технологических процессов.

Для проверки выполненных проектов, верификации численных методов ЦИАМ и "Авиадвигатель" проектируют, изготавливают и испытывают модели отдельных ступеней или ступеней, на которых отрабатываются и проверяются новые мероприятия.

Испытания проводятся на уникальных установках ЦИАМ.

В настоящее время выполнены расчеты, изготавливаются в "Авиадвигателе" и испытываются в ЦИАМ ряд высоконагруженных ступеней (прототипов ступеней КВД двигателя для БСМС) и ступени вентилятора. Все это должно способствовать значительному снижению рисков при создании компрессора нового двигателя.

В кооперации с Институтом проблем сверхпластичности металлов (ИПСМ) РАН идет отработка конструкции и технологии изготовления "облегченных" титановых РЛ вентилятора. В настоящее время получены заготовки, подготовлено оснастка и начато изготовление плоских образцов "облегченных" рабочих лопаток вентилятора методом сверхпластического формования и сваркой давлением (СПФ/СД).

2. Создание современных камер сгорания

На протяжении длительного времени отдел камер сгорания ОАО "Авиадвигатель" тесно и плодотворно сотрудничает со смежным отделом ЦИАМ, который обладает высоким научно-техническим потенциалом. Столь высокая оценка относится и к коллективу опытных высококвалифицированных специалистов, и к уникальным установкам, позволяющим исследовать процессы в камере сгорания в различных условиях эксплуатации, включая высотные условия. Камеры сгорания практически всех созданных "Авиадвигателем" ГТД так или иначе прошли проверку в указанном отделе ЦИАМ. Так, при разработке и доводке камеры сгорания современного серийного двигателя ПС-90А был проведен большой объем работ, связанных с исследованием аэродинамики, определением характеристик розжига и срыва пламени, пульсационного горения, теплового состояния жаровых труб и газосборника. Впервые в практике отечественного авиадвигателестроения были проведены сертификационные эмиссионные испытания камеры сгорания в составе дви-



Рис.3. Проект среднего транспортного самолета Ил-214

гателя в полном соответствии с процедурой Стандарта ИКАО. Запланированы совместные работы по проведению сертификационных испытаний двигателей ПС-90А и ПС-90А-76 с малоэмиссионной камерой сгорания, обеспечивающей нормы Стандарта ИКАО 2004 года и сертификационных эмиссионных испытаний двигателя ПС-90А2.

Основной целью работ, связанных с исследованием процессов, протекающих в камерах сгорания промышленных ГТД, является разработка мероприятий, направленных на снижение эмиссии NO_x и CO .

В настоящее время сотрудничество идет в области создания НТЗ для камер сгорания перспективного ТРДД для БСМС и камер сгорания ГТД промышленного применения. К основным работам, выполняемым совместно с ЦИАМ по камере сгорания двигателя для БСМС, можно отнести разработку высокоэффективной системы охлаждения с применением ТЗП, разработку фронтального устройства с высокой степенью перемешивания топливоздушной смеси, исследование характеристик распыливания, исследование эмиссионных характеристик, снятие диапазона устойчивого горения и характеристик розжига в высотных условиях.

Сотрудничество с ЦИАМ позволяет существенно повысить качество проектных работ и сократить их продолжительность.

3. Разработка перспективных турбин

Одноступенчатая ТВД - наиболее эффективное решение для перспективной двигательной установки. Это подтверждено коммерческим успехом таких конструкций, как CFM56, CF34-10, внедрением новых разработок (PW6000), интенсивной разработкой программ научно-технического задела (TECH56, LEAP56). Однако эффективными такие конструкции могут стать только в том случае, если удастся реализовать эффективную аэродинамику ТВД с отношением давлений 4,5...5,0.

Для решения этой задачи с минимальным уровнем риска необходимо: во-первых, надежное, идентифицированное по эксперименту математическое обеспечение; во-вторых, экспериментальное обоснование (проверка) основных проектных решений. По обоим этим направлениям у "Авиадвигатель" и ЦИАМ накоплен огромный опыт сотрудничества.

Сотрудничество турбинистов "Авиадвигатель" с ЦИАМ в области разработки НТЗ стало наиболее активным со второй половины 80-х годов, когда началось внедрение созданных в ЦИАМ программ моделирования течения в 2D-постановке и статистических моделей потерь.

Сотрудничество обрело новое дыхание с установлением рыночных отношений. Они ясно показали, что существует объектив-

ная основа для определяющей роли ЦИАМ в разработке современного математического обеспечения для проектирования и доводки турбин. "Авиадвигатель" в настоящее время использует целый комплекс программ аэродинамического 2D/3D-моделирования турбин по уравнениям Эйлера и Навье-Стокса в решеточной, повенцовой и многоступенчатой постановке.

Процесс внедрения этого математического обеспечения имел двусторонний характер - модели ЦИАМ идентифицированы с использованием экспериментальной базы "Авиадвигателя" по испытаниям турбин. При этом аэродинамические модели ЦИАМ не только протестированы на базе экспериментальных продувок сверхзвуковых эталонных турбинных решеток и натурального эксперимента на газогенераторах и двигателях, но и прошли

сравнение с наиболее эффективными коммерческими пакетами (например, CFX-TASCFlow), которыми располагает "Авиадвигатель".

Созданная таким образом надежная проектная база позволила обеспечить максимальную надежность основных проектных решений по аэродинамике перспективной одноступенчатой ТВД. Однако сокращение риска этих решений до приемлемого для полномасштабной реализации проекта уровня может быть обеспечено только экспериментальной проверкой. Эта проверка должна быть реализована не менее чем на двух уровнях - на уровне испытаний моделей лопаточных решеток и на уровне испытаний турбины высокого давления как системы на полномасштабном натурном турбинном стенде в рабочих условиях.

Экспериментальная база ЦИАМ - стенды для продувки решеток, турбинный стенд ТС-2 для испытаний натуральных полноразмерных турбин - остается уникальной в России и позволяет практически полностью обеспечить проведение необходимых испытаний.

У "Авиадвигателя" и ЦИАМ накоплен и необходимый опыт совместного использования этой базы при доводке турбины ПС-90А. В ходе доводки ПС-90А в 80-х годах были экспериментально исследованы три серии лопаточных решеток и венцов ТВД и ТНД.

В 90-х годах были проведены испытания полноразмерной ТВД ПС-90А на стенде ТС-2, что позволило уточнить аэродинамические модели ТВД, созданные к этому времени с участием ЦИАМ. Все это, в том числе, позволило спроектировать улучшенный вариант аэродинамики ТВД, который прошел доводку и эксплуатируется к настоящему моменту в 25-мегаваттной газоперекачивающей установке ПС-90ГП-25.

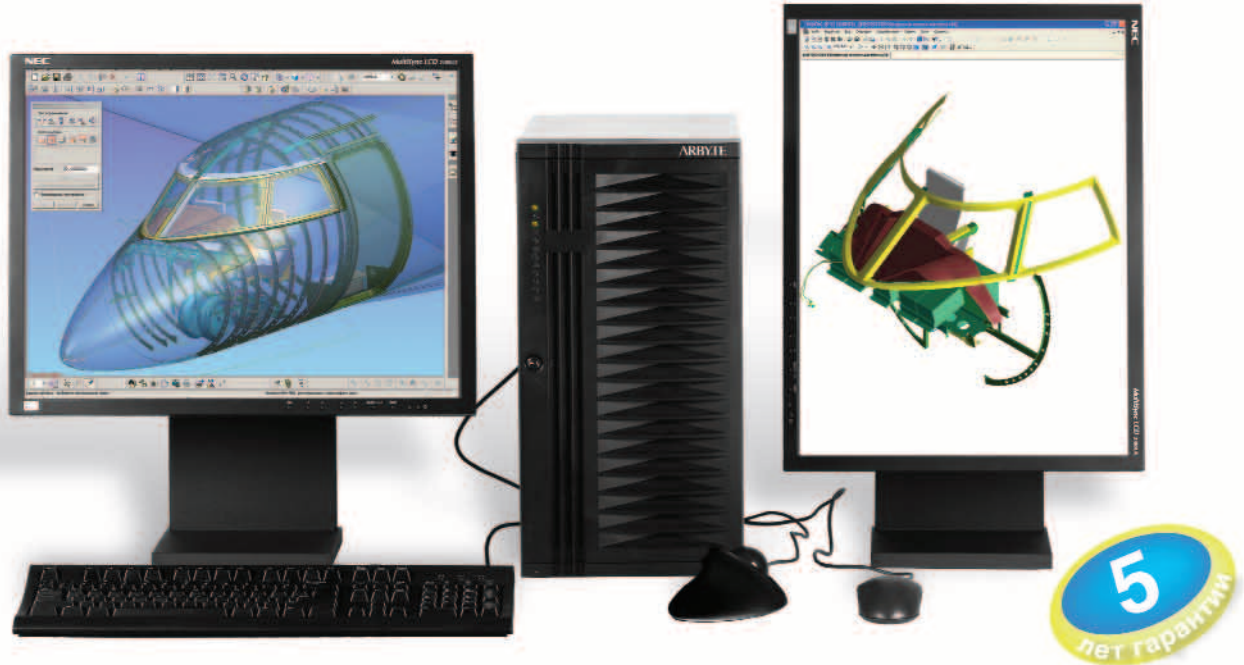
Испытания новых перспективных сверхзвуковых турбинных решеток должны подтвердить аэродинамические прогнозы эффективности этих решеток в малоисследованной сверхзвуковой области чисел Маха 1,3...1,4. Эти решетки уже изготовлены и подготовлены к испытаниям.

На турбинном стенде ЦИАМ ТС-2 планируется испытание одноступенчатой ТВД в сборе с обеспечением натуральных условий, в том числе в отношении давлений (чисел Маха в проточной части), работы системы охлаждения и выходных параметров (переходного канала и первой ступени ТНД на выходе). Испытания дадут необходимый для дальнейших проектных работ объем информации и обеспечат надежную базу для проектных решений.

Большой опыт совместной работы "Пермских моторов" и ЦИАМ им. П.И. Баранова в области газотурбинных технологий, успешная реализация приоритетных государственных задач являются наглядным примером взаимовыгодного сотрудничества крупнейших предприятий отечественного авиапрома.

Исключительная производительность для высокопроизводительных вычислительных систем

Графические рабочие станции ARBYTE® CADStation на базе процессоров Intel® Xeon™ – выдающееся соотношение цена/производительность для решений в области высокопроизводительных вычислительных систем.



Наивысшая производительность для САПР

- результат совместной работы с ведущими производителями программного обеспечения для САПР: UGS, PTC, АСКОН, MSC. Software, CATIA, Autodesk
- совместимость с широким кругом приложений для САПР и ГИС

Самый низкий уровень акустического шума

- уровень шума ARBYTE CADStation WS600 не превышает 35 dBA
- результат совместной работы с кафедрой акустики Физического факультета МГУ им. М.В. Ломоносова
- уникальные технические решения



Самая низкая стоимость владения

- лучшая цена среди графических рабочих станций с аналогичными характеристиками
- 5 лет гарантии. Гарантированное максимальное время ремонта 5 рабочих дней в любом из 100 сервисных центров ARBYTE

Рекомендации по применению рабочих станций ARBYTE CADStation с прикладными пакетами САПР

	ARBYTE WS200	ARBYTE WS400	ARBYTE WS600
CAD-системы			
AutoCad	■	■	■
ArchiCad	■	■	■
КОМПАС	■	■	■
Inventor	■	■	■
SolidWorks	■	■	■
SolidEdge	■	■	■
Unigraphics	■	■	■
PTC Pro/Engineer	■	■	■
Catia	■	■	■
CAE-системы			
MSC.Patran	■	■	■
MSC.Adams	■	■	■
MSC.Nastran	■	■	■
MSC.Dytran	■	■	■
ANSYS	■	■	■
CFX-5	■	■	■

■ совместима ■ рекомендована

ARBYTE®
www.arbyte.ru

Москва ARBYTE (095) 725-8008,
Vervsell Distribution (095) 777-33-45, 935-79-79

Альметьевск: Белфорт (8553) 23-87-67 • Архангельск ООО "Севералмаз" (8182) 65-71-84 • Благовещенск: ООО "Системный Интегратор" (4162) 53-35-33
 • Владимир: Электрон-сервис (0922) 33-60-01 • Воронеж: Криста-Офис (0732) 71-84-75 • Калуга: Пи 8 Плюс (0842) 56-48-88 • Киров ВИТ: (8332) 64-04-10 •
 Кострома: Стэл (0942) 54-15-35 • Курск: ООО "Ко5" (0712) 53-15-06 • Липецк:
 ООО "Регард-Тур Электроникс" (0742) 22-05-55 • Минск: Белфорт (017) 234-20-54 •
 Набережные Челны: Белфорт (8552) 39-65-25 • Нижний Новгород : ОнЛайн (8312) 35-36-01 •
 Новосибирск: Арбайт Компьютерз Сибирь (3832) 12-57-79 • Оренбург: Белфорт
 Коликомпани (3532) 70-30-61 • Орск: Контакт Плюс (3537) 25-05-98 •
 Пятигорск: Милена (8793) 97-45-85 • Улан-Удэ: ИАЦ Администрации г. Улан-Удэ (3012) 43-62-25 •
 Уфа: Белфорт (3472) 25-37-77 • Чебоксары: Копир-Сервис (8352) 74-11-00



КАК ЛЮБИТЕЛЬСКОЕ АВИАЦИОННОЕ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ В СОВЕТСКОМ СОЮЗЕ СТАЛО ПРОФЕССИОНАЛЬНЫМ

К 75-летию ЦИАМ его сотрудниками готовится к переизданию книга, посвященная истории института. Тщательно выверены даты и исторические документы, добавлены исторические факты и события. Освобождены от ретуши и "идеологических правок" исторические фотографии. Любая часть этой книги, будучи полностью документальной, читается как детективный роман. Хотим предложить читателям подготовленный Э.Г. Намсараевым (знакомым вам по предыдущим публикациям) сокращенный до размера журнальной статьи отрывок из вводной статьи будущей книги.

Начавшийся более ста лет назад интерес к практической авиации очень быстро проскочил стадию экзотики и перешел в раздел спорта, эксперимента и осмысления путей возможного развития и сфер применения новой техники. По всему миру (в США, Франции, Германии, Англии, Италии) активно возникают авиастроительные и авиадвигательные фирмы. Самолеты проектировались и строились с 1910 г. и в России, однако как до, так и во время Первой мировой войны, наша страна не имела сколько-нибудь развитой авиадвигательной промышленности. Подавляющее большинство отечественных самолетов оснащалось моторами, построенными за рубежом, такими как БМВ, "Гном-Рон", Испано-Сюиза, Холл-Скотт и др. У нас проводился в основном ремонт зарубежных моторов. Отечественные конструкторы авиадвигателей поддержки со стороны военного ведомства почти не имели.

Первым моторостроительным заводом России стал в 1912 г. московский завод "Гном" (позже он получил название "Икар № 2", затем "Завод № 24 им. М.В. Фрунзе"), на котором проводилась сборка лицензионных авиационных 7-цилиндровых звездообразных моторов "Гном-Рон" мощностью 80 л.с. и "Моносупан-100" мощностью 100 л.с. для самолетов "Ньюпор-4", "Форман-16". Детали для этих моторов поставлялись из-за рубежа. С 1914 г. петербургский завод "Русский Рено" собирал авиационные двигатели "Рено" для самолетов конструкции И.И. Сикорского, В.А. Слесарева, Д.П. Григоровича. В 1915 г. в Москву из Риги был эвакуирован завод "Мотор", на котором производилась сборка двигателей "Рон" и "Калеп К-80". Существовало еще несколько предприятий, занимающихся ремонтом авиационных моторов.

Отечественные конструкторы пытались разрабатывать оригинальные моторы на серьезной инженерной основе и сумели выдвинуть ряд непревзойденных технических решений, однако создать в полном объеме мощный авиадвигатель им долго не удавалось. В истории российского авиадвигательного строительства остались оригинальные конструкции отечественных изобретателей моторов того времени: А.В. Нестерова, Б.Г. Луцкого, А.А. Микулина и Б.С. Стечкина, Н.Р. Бриллинга. Известны также работы А.А. Пороховщикова, А.Г. Уфимцева, Ф.В. Гешвенда, С.В. Гризодубова и др.

После Октябрьской революции положение еще более усугубилось вследствие Гражданской войны и всеобщей разрухи. Авиация постоянно находилась в состоянии "авиадвигательного голода", и самолеты, изготовлявшиеся в полукустарных условиях, оставались без моторов, производство которых требовало значительно более высокого уровня технологии.

Инициативные усилия как одиночек-энтузиастов, так и и маломощных разрознен-

ных групп, направленные на конструирование новых двигателей, в то время объективно не могли привести к большому успеху и тем самым повлиять на ход развития авиационного моторостроения в Отечестве. Большинство этих попыток носило любительский характер, проводилось малыми силами, так как не хватало опытных конструкторских кадров, профессионализма, и являлось, по существу, кустарщиной, из-за отсутствия необходимой научно-исследовательской и испытательной базы, технических и производственных средств.

В связи с этим руководством страны была поставлена задача развертывания выпуска авиационных моторов, отвечающих по своим данным уровню, достигнутому за рубежом. Было решено в первую очередь организовать изготовление лицензионных двигателей по лучшим иностранным образцам, подготавливая тем самым основу для будущих разработок отечественных конструкций. Такая техническая политика дала свои положительные результаты - с 1923 г. начался устойчивый серийный выпуск моторов М-5 типа "Либерти" мощностью 400 л.с. на заводе "Икар", а также моторов М-6 типа "Испано-Сюиза".

В ЦАГИ в 1919-1920 гг. был создан Винтомоторный отдел, основной задачей которого были исследования возможностей силовых установок для самолетов, их испытания с целью получения достоверных характеристик, форсирования по мощности и высотности. НАМИ (Научно-исследовательский автомобильный и автомоторный институт), созданный Н.Р. Бриллингом в начале 20-х гг., стал первым научным прикладным центром, который должен был заниматься созданием отечественных автомобильных, танковых и авиационных моторов. К концу 20-х гг. центрами активной конструктор-

ской деятельности в области двигателей для авиации оказались завод № 24 и Авиационный отдел НАМИ. Работали также и другие конструкторские группы, разрабатывавшие оригинальные авиационные моторы, но не имевшие необходимой производственной и экспериментальной базы. Появились моторостроительные заводы в Рыбинске, Омске, Уфе, Запорожье. Это позволило наряду с производством лицензионных моторов начать подготовку к разработке и серийному выпуску моторов собственной разработки.

Однако авиационная тематика оставалась при этом для руководства НАМИ все же делом второстепенным. В конце 20-х гг. на пустыре в Лефортове, в районе Синичкиной улицы (там, где когда-то была снесенная ураганом Анненгофская роща), развернулось строительство первой очереди опытного завода и лабораторных корпусов для НАМИ. Вначале предполагалось, что новые мощности будут использоваться



для разработки и испытаний опытных авиационных моторов. Однако в общем курсе, предполагаемом НАМИ, основной упор в перспективном развитии делался на создание моторов для наземной техники - автомобилей, тракторов и танков. По предложению руководства НАМИ, Президиум ВСНХ СССР летом 1930 г. решил передать эту стройку Всесоюзному автотракторному объединению (ВАТО) Главного управления автомобильной и тракторной промышленности (ГУТАП) для развития именно автотракторной техники. Авиационный отдел НАМИ предполагали разместить вместе с Винтомоторным отделом ЦАГИ в помещении бывшей кирхи в Немецкой слободе (на нынешней ул. Радио). По существу, это было равносильно ликвидации авиационного отдела НАМИ, хотя именно в нем в то время собралась наиболее мощная группа разработчиков авиационного моторостроения.

В сложившейся обстановке 19 авиационных специалистов, понимая всю важность и остроту момента, решились на очень рискованный шаг - обратиться в ЦК ВКП(б), к К.Е.Ворошилову, П.И.Баранову и в Бауманский райком ВКП(б) с письмом, в котором критиковалось ранее принятое решение ВСНХ, освещалось состояние отечественного авиационного моторостроения и обосновывалась необходимость создания центрального института авиационного моторостроения. Полный текст этого исторического письма приводится ниже.

"В ЦК ВКП(б)

Копия: К.Е. Ворошилову

П.И. Баранову

Бауманский райком ВКП(б)

Дорогие товарищи,

решением Президиума ВСНХ Научно-Автомоторный Институт (НАМИ) передается в ВАТО, при этом Опытный завод НАМИ также передается в ВАТО для автотракторного строительства. Здесь, по нашему мнению, сделана большая ошибка, и это вынуждает нас обратиться в ЦК ВКП(б) с просьбой о пересмотре решения.

Опытный завод НАМИ строился как завод по преимуществу для опытного строительства авиационных двигателей на основе ряда правительственных решений. Известно, что за все 13 лет мы не создали ни одного законченного своего авиационного двигателя, который стоял бы на наших самолетах. Известно также, что за все время в Союзе разными организациями было запроектировано больше 40 авиационных двигателей: 30 из них было сдано в производство, около 15 построено, но ни один из них не стоит и, вероятно, не будет стоять на самолетах. Вместе с тем наша промышленность строит иностранные образцы, двигатели, а наша авиация летает в основном на устаревших машинах. Наше опытное строительство было исключительно бесплодно. Одной из основных причин надо считать отсутствие концентрированной базы опытного строительства. С огромными усилиями был построен при НАМИ опытный завод, пропускная способность которого ориентировочно равна 9 опытным машинам в год. Это является огромным достижением. Постройки опытного завода добивались и Реввоенсовет, и УВВС, и партийные организации. Главным мотивом при этом было - ликвидация прорыва в опытном строительстве авиационных двигателей. СТО своим решением в начале этого года обязал опытный завод приступить к постройке опытных образцов авиационных двигателей уже начиная с октября месяца этого года. Теперь же, когда завод построен и в основном готов к выполнению директив Правительства и мы стоим накануне ликвидации прорывов, завод передается в ВАТО. Таким образом, наше авиационное моторостроение теряет только что созданную им базу. В этом и заключается большая ошибка, которая даже в случае срочной постройки нового завода грозит нам потерей еще двух лет. Это обстоятельство тяжело отразится на развитии Воздушного Флота и боеспособности страны. Поэтому мы просим пересмотреть принятое решение.

Мы предлагаем следующее:

1) Автотракторная часть Научно-Автомоторного Института (НАМИ) передается в ВАТО со всем материальным оборудованием и личным составом.

2) Авиомоторная часть НАМИ вместе со всем законченным строительством первой очереди - Опытный завод, испытательная

авиационная станция и авиационный отдел передаются Наркомвоенмору для объединения с Винтомоторным Отделом ЦАГИ и создания единого центрального Института по опытному строительству авиомоторов и самолетов.

А. Чаромский (НАМИ), чл. ВКП(б) с 1917 г.

Л. Татко (ЦАГИ), чл. ВКП(б) с 1919 г.

С. Фролов (ВАО), чл. ВКП(б) с 1917 г.

Н. Харламов (УВВС), чл. ВКП(б) с 1919 г.

Е. Петровский (УВВС), чл. ВКП(б) с 1918 г.

Рогов (УВВС), чл. ВКП(б) с 1917 г.

А. Изаксон (ЦАГИ), чл. ВКП(б) с 1917 г.

С. Петренко (ЦАГИ), чл. ВКП(б) с 1917 г.

С. Берг (ЦАГИ), чл. ВКП(б) с 1917 г.

Озолин (НАМИ), чл. ВКП(б)

Гудзинский (НАМИ), чл. ВКП(б)

И.Сенько (завод № 24), чл. ВКП(б) с 1918 г.

И. Побережский (завод № 24), чл. ВКП(б)

И. Марьямов (НИИ), чл. ВКП(б) с 1918 г.

И.Р. Гроза (НАМИ), чл. ВКП(б) с 1918 г.

А. Грачев (НАМИ), чл. ВКП(б) с 1918 г.

М. Оглоблин (ЦАГИ), чл. ВКП(б) с 1919 г.

И. Сердюков (НАМИ), чл. ВКП(б) с 1920 г.

Т. Урмин (НАМИ), чл. ВКП(б) с 1918 г.

13 августа 1930 г., г. Москва"

Однако ни ЦК ВКП(б), ни другие инстанции не могли ничего изменить без решения высшего политического руководства страны. Откладывать более было нельзя, так как полным ходом началось освоение опытного завода для нужд автотракторной промышленности и сворачивание деятельности Авиационного отдела НАМИ. Поэтому один из инициаторов этого письма, начальник Авиационного отдела НАМИ Алексей Дмитриевич Чаромский (инженер и конструктор, а также - большевик с дореволюционным партийным стажем и однополчанин П.И. Баранова по Гражданской), решил действовать самостоятельно. Он повез подписанное письмо на прием к П.И. Баранову, а после полетел с его визой на письмо в Сочи, где отдыхали Сталин и Ворошилов. Руководство страны согласилось с доводами авиастроителей (в № 4 "Двигателя" за 2005 год мы уже описывали эту рискованную "операцию". Окончилась она удачно, что было изначально не очевидно, о чем после рассказывал сам Чаромский - прим. редакции).

Сразу же после этого вышли постановление СНК СССР от 5 сентября 1930 г. и приказ по ВСНХ СССР от 8 сентября 1930 г. во исполнение этого постановления, в соответствии с которыми опытный завод, авиаотдел и авиационная станция НАМИ передавались в ведение Наркомвоенмора. Позже было принято решение объединить Винтомоторный отдел ЦАГИ и Авиационный отдел НАМИ. Эта объединенная организация получила название ОАМ - ЦАГИ (отдел авиационных моторов ЦАГИ). Начальником ОАМ - ЦАГИ был назначен Б.С. Стечкин.

3 декабря 1930 г. состоялось заседание РВС СССР, на котором по докладу П.И. Баранова "О ходе выполнения опытного строительства по самолетам и моторам" было принято следующее решение: "1) Для обеспечения выполнения программы опытного моторостроения объединить в составе ВАО (Всесоюзное авиационное объединение) Авиомоторный Отдел ЦАГИ и отдел опытного моторостроения завода № 24 ВАО - в единый Опытный Авиомоторный Институт. Для этого Института использовать помещения, переданные НАМИ. 2) ... Оборудование опытного завода и лабораторий Института первой очереди должно быть закончено не позднее 1 февраля 1931 г."

Новый институт стали называть Институт авиационного моторостроения - ИАМ. На него и возложили задачу всех научных и инженерных работ по авиационным моторам. Начальником ИАМ назначили кадрового военного специалиста ВВС РККА И.Э. Марьямова. Таким образом, именно 3 декабря 1930 г. - дату исторического заседания РВС СССР - принято считать началом официального существования того, что теперь называется ЦИАМ.

СОЗДАНИЕ КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Александр Поповьян, ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

Александр Попов, научно-производственное предприятие "МЕРА", ООО

На площадке НИЦ ЦИАМ совместными усилиями специалистов НПП "МЕРА" и ЦИАМ построен комплекс для испытания биротативного вентилятора. Решена задача комплексной автоматизации испытательного стенда.

Научно-производственное предприятие "МЕРА" - одно из ведущих российских предприятий, работающих на рынке измерительных приборов и систем, разрабатывающих и поставляющих автоматизированные комплексы стендовых испытаний (АКСИ) для различных отраслей, в первую очередь для предприятий авиационной и космической промышленности. За время работы на этом направлении предприятием накоплен немалый методический и инструментальный опыт. Этот опыт, наличие в структуре предприятия конструкторского бюро и собственного производства, тесное взаимодействие с конечными пользователями, применение инновационных технологий и гибкий подход в выборе используемых решений - вот секреты успеха предприятия на современном рынке услуг автоматизации.

Требования к построению современной АКСИ

Целью внедрения АКСИ на предприятиях, специализирующихся в области разработки, испытаний, производства, ремонта авиационных двигателей и отдельных узлов к ним, является повышение точности и достоверности оценки параметров объекта исследований, а также уменьшение времени, требуемого для его испытания, снижение расходов топлива и энергии.

К современной измерительной аппаратуре, работающей в условиях стендовых испытаний, предъявляется комплекс требований:

- высокие метрологические характеристики;
- сертификация как средства измерений;
- возможность работы с широкой номенклатурой датчиков (как с самыми современными, так и с выпускавшимися несколько десятилетий назад);
- возможность интеграции подсистем измерения статических и динамических параметров в единый комплекс;
- возможность без существенных материальных и временных затрат наращивать количество и номенклатуру измерительных каналов, функциональные возможности программного обеспечения;
- открытость и модульность архитектуры аппаратных и программных средств;
- стандартизация форматов обмена измерительной информации;
- надежность и стабильность работы, высокая ремонтопригодность, что особенно ценно при испытаниях объектов авиационно-космического назначения;
- наглядность и оперативность получения отчетной информации по испытаниям;
- высокая рентабельность благодаря сохранению эксплуатационных свойств в течение всего срока эксплуатации;
- доступность и высокое качество гарантийного и послегарантийного обслуживания;
- синхронизация измерительной информации по каналам статических и динамических измерений.

Пример построения комплекса для испытаний биротативного вентилятора

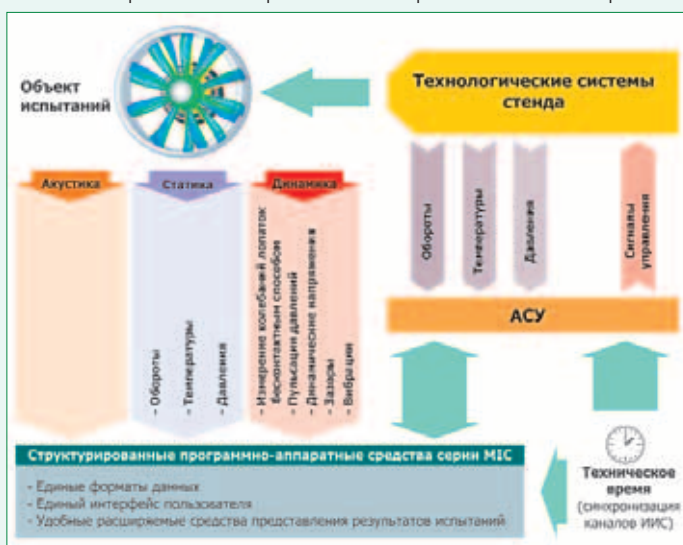
Современная испытательная система - результат совместного труда целого ряда специалистов - профессионалов в своей области: системных интеграторов, разработчиков аппаратуры, конструкторов, метрологов, программистов.

Показательным примером построения комплексных структурированных измерительных систем для авиадвигателестроения является комплекс для испытаний биротативного вентилятора на площадке НИЦ ЦИАМ, выполненный "под ключ" специалистами НПП "МЕРА".

АКСИ предназначен для проведения комплексных исследований биротативного вентилятора и, в первую очередь, его акустических параметров. Комплекс, построенный на платформе измерительно-вычислительных комплексов серии MIC, позволяет автоматизировать процесс сбора и обработки информации по различным каналам измерения: статическим (температура - более 250 каналов, давление - более 450 каналов, частота вращения, крутящий момент), динамическим (пульсации давлений - более 70 каналов, динамические напряжения - более 30 каналов, радиальные зазоры, бесконтактные измерения вибраций лопаток). Комплекс включает также отдельные подсистемы акустических измерений и АСУ. Решена задача комплексной автоматизации испытательного стенда, включая метрологическую поддержку и возможность совместной работы всех подсистем в едином времени, организацию рабочих мест в пультовом помещении, кроссировку линий связи с первичными преобразователями.

Система измерений статических параметров построена на базе ИВК MIC-036 (включает каналы измерения температур термомпарами, компенсации холодного спая, каналы измерения частоты вращения) и программно-аппаратного комплекса прецизионного измерения давлений фирмы Pressure Systems®.

Система измерений динамических параметров и акустики построена на базе зарекомендовавшего себя в отрасли прибора



MIC-300M в различных частотных модификациях, обеспечивающих сбор, обработку и представление информации для каналов в частотном диапазоне до 95 кГц. Автономная, но имеющая канал информационного обмена с остальными системами, автоматизированная система управления (АСУ) выполнена на базе ИВК MIC-400. Единое программное обеспечение и унифицированные форматы данных облегчают освоение системы конечными пользователями. Открытая модульная структура комплекса позволяет практически неограниченно наращивать мощность системы, а многоуровневая архитектура построения программных и аппаратных средств

повышает надежность системы в целом, облегчает поиск возможных неисправностей в процессе эксплуатации.

Внедрение АКСИ как технически сложного с интеллектуальными элементами объекта в каждой отрасли имеет свою специфику. Несмотря на имеющийся у нас опыт построения систем испытаний в авиационной отрасли, создание данной системы было бы невозможно без профессиональной помощи специалистов ЦИАМ.



Научно-производственное предприятие «Мера»
разрабатывает, изготавливает и осуществляет
комплексную поставку измерительных приборов и систем
с датчиками различных типов, шеф-монтаж,
внедрение, гарантийное обслуживание

Проекты, разрабатываемые и реализуемые НПП «Мера», охватывают весь жизненный цикл продукции — от разработки и согласования ТЗ до внедрения, поддержания в рабочем состоянии и модернизации.

В настоящее время НПП «Мера» — динамично развивающееся российское предприятие, объединяющее в своей структуре бюро разработки, производство, отдел комплексных систем и внедрения.

Основные виды продукции:

- мобильные (портативные) многоканальные анализаторы;
- многоканальные цифровые регистраторы;
- системы долговременного мониторинга;
- стендовые стационарные измерительные системы;
- комплексы приема, передачи и обработки телеметрической информации;
- автономные модули сбора и контроля параметров;
- специализированное программное обеспечение для регистрации, управления и обработки.

Комплексы МИС сертифицированы как средства измерений.

НПП «Мера» имеет лицензию Федерального космического агентства на участие в создании информационно-измерительных и вычислительных средств для наземной отработки и стендовых испытаниях агрегатов и систем космической техники.



Области применения продукции:
авиамоторостроение, ракетно-космическая отрасль,
энергетика, машиностроение, транспорт и др.



MIC-400R



MIC-400D



MIC-300M

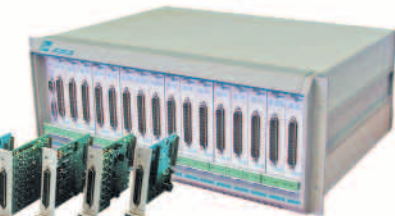


MIC-200

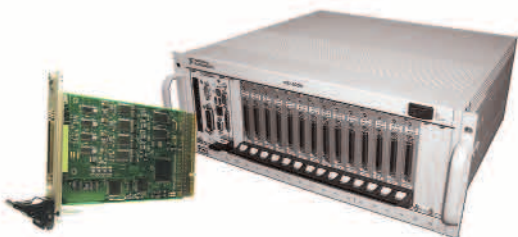
Предприятие имеет опыт международного сотрудничества.

Мы знаем, чего хочет наш клиент, мы решаем задачи клиента, предоставляя комплекс услуг и высококачественную продукцию через:
— последовательное продвижение продукции предприятия на рынке измерительной техники;
— обеспечение конкурентоспособности продукции при минимальных затратах;
— разработку новых видов измерительной техники, опережающей требования рынка;
— концепцию Всеобщего Управления Качеством (система менеджмента качества предприятия сертифицирована на соответствие требованиям ГОСТ Р ИСО 9001:2001).

Год образования предприятия — 1992.



MIC-036R



MIC-500 PXI



ИНЖЕНЕР ПЯТОВ НЕ БОИТСЯ КОНКУРЕНЦИИ

Великий философ Иммануил Кант запустил в свое время лукавую поговорку "человек есть то, что он ест". Воспринятая буквально, эта истина сводит любого на чисто биологический уровень. Если же понимать любое слово, как Слово, то это притча о том, что каждый существует в том мире, какой он сам смог создать себе, и значение любой личности для всего мира ничуть не более того, что данный человек смог сделать для этого самого мира. Судить нас по делам нашим - доля не только Создателя, но и наших современников и потомков.

Сложилась традиция оценивать сделанное к каким-то итоговым датам, к юбилеям. И потому, что так нагляднее сравнивать, и потому, что к этим датам что-то значительное в жизни уже выполнено и дальнейшие перспективы вырисовываются более явственно.

Еще в 1991 г. для организации в нашей стране импортозамещающего производства высококачественных резинотехнических изделий (РТИ) для отечественной промышленности была основана группа компаний "РЕАМ". В нее вошли научно-производственные предприятия ООО "РЕАМ-РТИ" и ООО "АВТО-РЕАМ". Сегодня продукция этих предприятий успешно используется в автомобилестроении, нефтегазовом машиностроении, судостроении, авиационной и космической отраслях. "РЕАМ" - постоянный участник проводимых в Москве международных выставок, организованных различными отраслями промышленности, а также международных выставок, проводимых за рубежом при поддержке правительства РФ и Минпромнауки. За достижения в области технологий и новых материалов группа компаний "РЕАМ" награждалась на этих выставках золотой, серебряной и бронзовой медалями. Разработки "РЕАМ" отмечались также дипломами Российского и Московского фондов защиты прав потребителей за активное участие в формировании цивилизованного потребительского рынка в России.

Генеральным директором ООО "РЕАМ-РТИ" с момента его создания работает Иван Соломонович Пятов, один из организаторов компании. Это человек, который на своем опыте знает, как создается новая техника, что требуется от рабочего, инженера, ученого, руководителя, чтобы желаемое стало реальностью. За свою жизнь он успел побывать и рабочим, и инженером, и ученым. Довелось ему в научном центре НАМИ исследовать (а впоследствии и разрабатывать) экзотические для России роторно-поршневые двигатели. И сверх того, Иван Соломонович был заместителем начальника главного научно-технического управления Министерства автомобильной промышленности СССР (позднее - Минавтосельхозмаш), курировал двигателестроение, экологические проблемы отрасли, материаловедение. Он знает, какие усилия требуются от человека, возглавляющего важное направление работы целой отрасли, особенно во времена отечественных экономических

бурь. Но что бы не менялось, самым значимым он считает высокое звание инженера.

Родился Иван Соломонович в Москве в 1945 г., в сентябре этого года у него юбилей. И именно поэтому мы позволили себе столь долгое отступление в начале статьи. Инженеру Пятову с его опытом работы, организаторскими способностями и знанием дела удалось в условиях хронического отставания отечественного производства от современных стандартов создать организацию, работающую не только на уровне мировых стандартов, но и во многом опережающую передовые достижения мировой резинотехнической промышленности. Руководимая им группа компаний "РЕАМ" разрабатывает и производит высокотехнологичные резинотехнические изделия. Они не дешевы, в них высокая добавленная стоимость, и применяются они в тех случаях, когда появляется необходимость использования РТИ с особыми свойствами для ответственных узлов.

"РЕАМ-РТИ" и "АВТО-РЕАМ" - научно-производственные предприятия, проводящие целый комплекс работ, связанных с разработкой новых композиционных материалов на основе полимерных и эластомерных матриц (резин, пластиков, проницаемых проволочных материалов), предназначенных для создания новых или совершенствования существующих продуктов (уплотнений, подшипников и т.п.). Сейчас здесь начали инженеринговые работы по созданию новых видов техники - насосов и компрессоров. Большое внимание уделяется изучению и обобщению российского и зарубежного опыта использования эластомерных композитов в качестве материалов для изготовления ответственных уплотнительных элементов для работы в жестких условиях эксплуатации. Собственные оригинальные разработки обеспечивают группе компаний "РЕАМ" устойчивость на рынке РТИ и делают ее продукцию конкурентоспособной не только в России, но и за рубежом. Это, в частности, "скользкие" резины, способные к сухому трению, с коэффициентом трения по стали менее 0,3. Они применяются в подшипниках для нефтяного машиностроения, в насосах для подачи воды, т.е. там, где требуется герметичность при низких энергетических затратах, повышенная абразивная стойкость, широкий температурный диапазон и низкое трение покоя. ООО "РЕАМ-РТИ" - единственный в России производитель такого рода изделий, потому недостатка в заказах не испытывает ни в нашей стране, ни за рубежом.

Внедряя разработки в производство, созданная Иваном Соломоновичем фирма, по его мнению, не боится конкуренции и в обозримом будущем.

Вот как надо справлять юбилей!

Редакция журнала "Двигатель" с большим удовольствием присоединяется к поздравлениям Ивану Соломоновичу Пятову в связи с его шестидесятилетием.



Конференция "CADreview VIP - технологии САПР 2005" Подмосковье, отель Foresta Tropicana Hotel

15-16 ноября 2005



Организатор
ARBYTE

Генеральный спонсор
intel

ИНФОРМАЦИЯ

6 октября 2005 года Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского и АСКОН на базе ЦАГИ провели конференцию "Организация подготовки производства в авиационной промышленности". Участниками конференции стали представители ведущих предприятий авиационной промышленности России и журналисты специализированных изданий.

Открыл конференцию заместитель директора ЦАГИ Владимир Каргопольцев. Затем выступил генеральный директор АСКОН Александр Голиков. Он отметил, что *"Интерес промышленных предприятий России к решениям в области автоматизации технологической подготовки производства неуклонно растет. Актуальность внедрения подобных систем объяснима, они являются основным источником информации для планирования и управления производством"*.

Максим Богданов, директор по маркетингу АСКОН, представил участникам новейшую разработку компании в области автоматизации технологической подготовки производства САПР ТП ВЕРТИКАЛЬ. Система предоставляет уникальные возможности для включения процесса технологической подготовки производства в единое информационное пространство предприятия.

Руководитель отдела внедрения АСКОН-Москва Александр Цветков поделился с участниками опытом внедрений комплексных решений АСКОН. Он подробно остановился на проекте автоматизации технологической подготовки производства на ОАО "ГосМКБ "Вымпел" им. И.И. Торопова" - головном отечественном предприятии по разработке управляемых ракет класса "воздух-воздух" и "воздух-поверхность".

В заключительной части конференции заместитель начальника НИО-10, доктор технических наук, профессор МФТИ Владимир Вермель сделал доклад "Создание научно-производственного регионального центра технического перевооружения машиностроительных предприятий".

Для участников мероприятия была организована экскурсионная программа по ЦАГИ.

Группа компаний АСКОН является ли-

дирующим разработчиком и интегратором решений в области САПР и управления инженерными данными. Компания основана в 1989 г., и ныне в числе ее заказчиков более 2450 предприятий России и других стран. Среди них: ОАО "Коломенский завод", ФГУП "ММП "Салют", ФГУП "ПО "Маяк", ОАО "Верхне-Салдинское Metallургическое Объединение", ОАО "ГМК "Норильский никель", ОАО "Северсталь", ОАО "Уралорсинтез" (АК "Сибур").

Соб. инф.



СОСТОЯНИЕ И НЕКОТОРЫЕ ВОЗМОЖНЫЕ ПУТИ РАЗВИТИЯ РЕАКТИВНОЙ ТЕХНИКИ

Василий Богданов, д.т.н., ОАО "НПО "Сатурн"

В 1967 г. состоялся известный воздушный парад, где были показаны новые самолеты, достигающие высоты полета 25 км и скорости, соответствующей числу $M = 3$, а также способные взлетать вертикально. Через два года в воздух поднялся сверхзвуковой пассажирский самолет Ту-144, состоялся пилотируемый полет на Луну. Казалось, что скорость и высота полетов самолетов будут расти, а в 1985 г. даже планировался пилотируемый полет на Марс.

Однако темпы прогресса не сохранились и, по большому счету, авиация и космонавтика осталась на том же уровне, что и 30 лет назад. Прогресс здесь, а это, прежде всего, скорость и высота полета, в основном определяется авиационными двигателями, развитие которых будет рассмотрено далее.

Известно, что процесс совершенствования любой технологии можно иллюстрировать S-образной кривой зависимости результатов (критерия эффективности) от затрат (времени). Критериями эффективности для авиационных двигателей могут служить удельная масса γ , удельный расход топлива $C_{уд}$, цена C . В соответствии с этой кривой эффективность растет вначале медленно, затем набирает темп, ускоряется, но потом неизбежно сходит на нет, технология приходит в упадок. Необходимо знать о технологическом пределе и вовремя перейти к новой технологии. При этом время перехода от одной технологии к качественно другой называется технологическим разрывом.

Рис. 1 иллюстрирует развитие авиационных двигателей в форме S-образных кривых по годам. Первая S-образная кривая отображает развитие поршневых двигателей. Перед Второй мировой войной кривая начинает "выползаться", прогресс в поршневой технике замедляется. В это время ученые уже доказывают невозможность увеличения скорости полета самолета с поршневыми двигателями свыше 800 км/ч. Становится ясным, что дальнейшее продвижение по скорости полета самолетам могут обеспечить реактивные двигатели. Появляются экспери-

ментальные, опытные образцы самолетов с реактивными двигателями. При этом скорость полета резко увеличивается.

Переход на реактивную технику начинался во время Второй мировой войны, которая явилась мощным стимулятором развития военной авиации. Первоначально технологический разрыв был очень мал, параллельно с реактивными были созданы совершенно уникальные поршневые двигатели, такие как ВД-4К мощностью более 4000 л.с. с экономичностью, близкой к дизельной. Однако эти двигатели не нашли широкого применения. Созданный при разработке таких двигателей научно-технический задел оказался экономически нецелесообразно применять в поршневых двигателях мощностью менее 1000 л.с., которые еще используются в авиации в настоящее время и по характеристикам мало отличаются от двигателей, созданных в 30-х годах прошлого века.

Турбореактивные двигатели развивались высокими темпами где-то до середины 80-х годов. Затем по аналогии с развитием поршневых двигателей наблюдается явное замедление прогресса, затягивается создание реактивного двигателя пятого поколения. Проведенное исследование развития характеристик реактивных двигателей по поколениям показало, что, начиная с ГТД третьего поколения (рис. 2), основные удельные параметры, такие как удельная масса γ и удельный расход топлива $C_{уд}$, снижаются незначительно (кривые выполаживаются), при этом относительная цена двигателя резко возрастает.

Очевидно, что в сложившейся ситуации два направления: создание ГТД нового поколения и модернизация двигателя предыдущего поколения начинают конкурировать по комплексному критерию "стоимость/эффективность". Так, выполненные расчетно-конструкторские проработки показывают возможность приближения характеристик двигателей IV поколения (АЛ-31Ф) к уровню аналогичных показателей двигате-

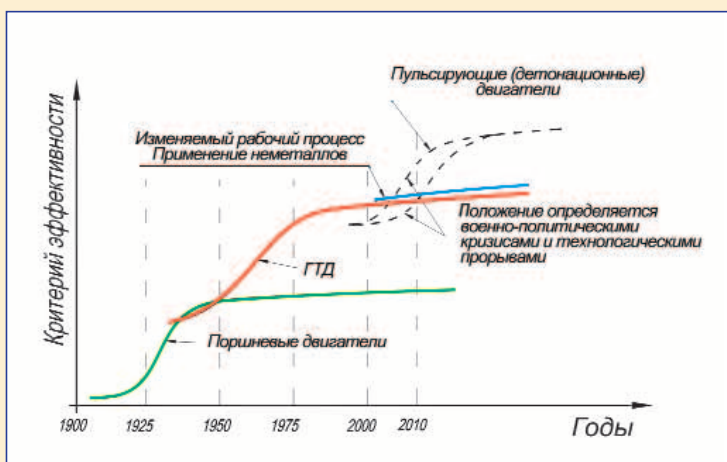


Рис. 1. Развитие авиационных двигателей по годам

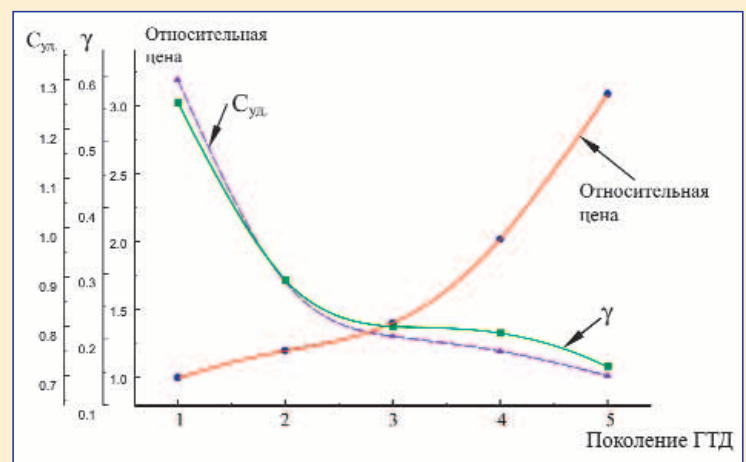


Рис. 2. Зависимости относительной цены, удельного расхода топлива и удельной массы двигателей от поколения ГТД

лей V поколения путем модернизации. Двигатели ВК-1500 и ВК-2500, представляющие собой варианты глубокой модернизации вертолетного двигателя ТВЗ-117, конкурируют с двигателями более позднего поколения ТВ7-117 и РД-600.

Особый интерес представляет проводимая ОАО "НПО "Сатурн" модернизация, казалось бы, морально устаревшего двигателя Д-30КУ/КП. С новым названием "Бурлак", он приближается по своим характеристикам к ПС-90.

И все же, налицо "революционная ситуация" насыщения, технологический предел и, следовательно, возникает необходимость перехода к новой технологии. Однако наиболее вероятный преемник ГТД - пульсирующий детонационный двигатель - находится пока в стадии научно-исследовательских работ, поэтому технологический разрыв будет увеличиваться.

Пологую часть S-образной кривой развития ГТД можно "приподнять" путем сокращения числа ступеней компрессора и турбины, используя новые методы расчета, применяя неметаллы, внедряя изменяемый рабочий процесс. В последнем случае предполагается, что при изменении режима полета самолета будет меняться конфигурация двигателя: на "дозвуке" он - ТРДД, на "сверхзвуке" - ТРД (ТРДФ). Рассмотрим эти пути развития ГТД.

Рост стоимости двигателей от поколения к поколению при явном замедлении прогресса в их характеристиках может поставить вопрос о целесообразности внедрения новой техники. Поэтому в настоящее время снижение стоимости разрабатываемых двигателей является очень актуальным и ставится в один ряд с обеспечением нового уровня основных параметров. Так, результаты американской исследовательской программы создания и развития перспективных двигателей ИНРТЕТ свидетельствуют о том, что стоимость производства газогенераторов нового поколения может быть снижена примерно на 12 % для ТРДД/ТРД, на 18 % для турбовальных и турбовинтовых двигателей и на 39 % для ГТД одноразового назначения.

В новой программе VAATE - преемнике программы ИНРТЕТ - американские специалисты ставят задачу дальнейшего снижения стоимости производства газогенераторов на 32...64 % для ТРДД большой размерности, на 35...65 % для ГТД малой размерности, а технология создания еще более дешевого пульсирующего детонационного двигателя признана "ключевой". Декларируется необходимость разработки общих перспективных технологий, которые могут быть использованы как в авиационных газотурбинных двигателях военного и гражданского назначения, так и в ГТУ, предназначенных для энергетики и морского транспорта.

В нашей стране также ведется поиск путей совершенствования ГТД. Приведенные далее результаты исследований и расчетно-конструкторских проработок с участием автора отражают основные возможные тенденции развития авиационных двигателей.

Изменяемый рабочий процесс можно реализовать в комбинированной силовой установке (КСУ), созданной на базе унифицированных узлов двигателя V поколения и предназначенной для самолетов как обычного взлета и посадки (ОВП), так и короткого взлета и вертикальной посадки (КВВП). Работавший макет такой КСУ был успешно испытан в Рыбинском КБ моторостроения в 80-х годах. Концепция КСУ основывается на следующих принципах:

- однодвигательная силовая установка (СУ), даже обладая высокой надежностью, уступает по живучести двухдвигательной и, кроме того, затрудняет применение научно-технического задела V поколения, не обладающего пока достаточной надежностью. Поэтому, как альтернатива двухдвигательной силовой установке, предлагается КСУ с изменяемым рабочим процессом на базе ТРДД с выносным ТРД, который может работать в автономном режиме, как второй двигатель (рис. 3);

- параметры КСУ выбираются из условия работы на крейсерском "дозвуке" в режиме оптимального ТРДД со степенью двухконтурности $m = 1,0...1,4$ (ТРД отключен), а на взлете, разгоне и "сверхзвуке" - в режиме ТРД (выносной ТРД включен). Учитывая, что в двигателях V поколения температура газов T_T приближается к стехиометрической, ТРД мало уступает по удельной тяге ТРДДФ;

- оптимизирована степень повышения давления в вентиляторе π^* для раздельного истечения из контуров ТРДД. При этом повышение π^* на 20...30 % уменьшает габариты и массу выносного ТРД, снижает степень понижения давления в сопле первого контура ТРДД, поэтому сопло можно выполнить дозвуковым, и даже, в зависимости от назначения двигателя, нерегулируемым;

- для самолета с ОВП (рис. 3) на выходе ТРД применено двухпоточное сопло с частично "жидкими" стенками, в котором механически регулируется только площадь среза. Это сопло имеет простую конструкцию и позволяет исключить сложное устройство для переключения подачи воздуха и герметизации обводного канала ТРД. Сопло сможет работать на дозвуковом (режим ТРДД) и сверхзвуковом (режим ТРД) режимах. При включенном ТРД тяга создается в основном им (70...80 %). Устройство перепуска воздуха при управляемой секторной его подаче может изменять направление тяги ТРД;

- для решения основной проблемы самолета КВВП (рис. 4) - повышения его весовой отдачи - предлагается передать функции управления самолетом в маршевом полете силовой установкой путем манипулирования вектором тяги, это позволит исключить из конструкции оперение. Данная концепция в настоящее время считается перспективной даже для самолетов с ОВП. Возможность создания основной части тяги (до 80 %) впереди центра тяжести самолета позволяет обеспечить его более рациональную компоновку и иметь направление основного управляющего вектора тяги от передних сопел в сторону маневра, что повышает маневренность самолета.

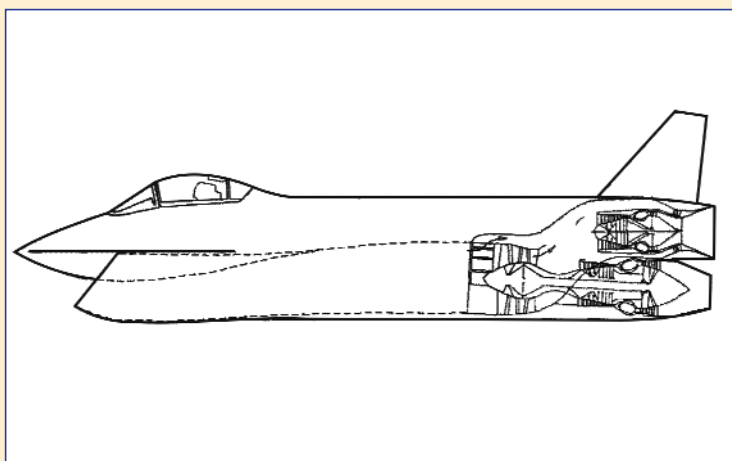


Рис. 3. Схема самолета с КСУ для ОВП

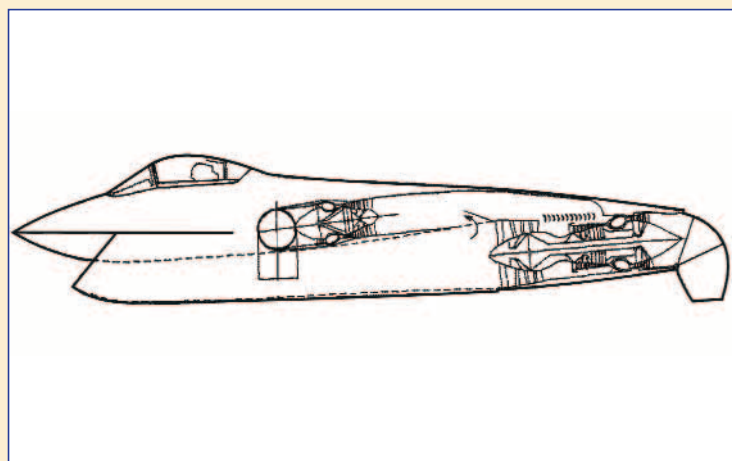


Рис. 4. Схема самолета с КСУ для КВВП

Сравнение конструктивной сложности и стоимости рассматриваемой КСУ с параметрами альтернативной двухдвигательной (для самолета ОВП) установки свидетельствует о наличии следующих преимуществ у первой из них:

1. Вместо двух традиционных регулируемых сопел, масса которых может достигать 20 % массы двигателя, применяется одно упрощенное сопло эжекторного типа с регулированием только площади среза, а второе сопло - нерегулируемое.

2. Количество турбокомпрессоров уменьшено с 4 до 3.

3. Регулирование и управление КСУ может выполняться одной САУ.

4. Снижение стоимости силовой установки может достичь 30 %.

Выполненная предварительная расчетно-конструкторская проработка также показала:

1. Благодаря высокому уровню давления в тракте ТРД (на взлете степень понижения давления в сопле $\pi^*_c = 7,3$) в варианте КСУ для самолета КВВП, относительное влияние потеря давления $\Delta\sigma$ на потери тяги ΔR от поворотов потока невелико из-за "выполживания" характеристики $R \sim f(\pi^*_c)$. Зависимость потерь тяги ΔR от $\Delta\sigma$ для сопла ТРД показана на рис. 5.

2. Применение изменяемого рабочего процесса может дать прирост дальности полета до 20 %.

3. Эквивалентная удельная масса КСУ для самолета КВВП (с учетом исключения из конструкции самолета оперения) может составлять $\sim 0,12$ кг/кг.

Данная концепция КСУ позволяет также реализовать большую температуру газов перед турбиной без проведения конструктивных мероприятий.

В настоящее время с увеличением температуры газов перед турбиной до значений $T_r^* > 1700$ К требуются радикальные конструктивные нововведения в системе охлаждения лопаточных венцов турбины, что резко повышает технический риск и стоимость ее создания.

Проведено расчетное исследование с целью оценки возможности повышения T_r^* в такой КСУ путем уменьшения степени повышения давления в компрессоре π_k и соответственно, снижения температуры охлаждающего воздуха. При этом экономичность двигателя на дозвуковых скоростях полета не ухудшается благодаря значительному увеличению степени двухконтурности m , а на сверхзвуковых скоростях полета π_k не оказывает существенного влияния на экономичность. Результаты расчетного исследования показали, что при увеличении m с 0,5 до 1,1 и уменьшении π_k с 23 до 17 (при этом удельный расход топлива уменьшается на ~ 4 %) температура охлаждающего воздуха может быть уменьшена на ~ 100 К. Это позволяет при коэффициенте эффективности охлаждения турбины $\nu = 0,4$ увеличить T_r^* на ~ 80 К для основного ТРДД. Поскольку выносной ТРД имеет ресурс в несколько раз меньший, чем у основного ТРДД, то по предварительной оценке температура T_r^* в нем может быть повышена еще на ~ 50 К и составлять в итоге более 1800 К. Кроме того, большая степень подогрева газа в двигателе улучшает его тяговые характеристики на сверхзвуковых скоростях полета. Учитывая, что ТРД создает до 80 % тяги КСУ, можно полагать, что такая КСУ по уровню T_r^* приблизится к показателям двигателей V поколения при использовании в конструкции освоенных в серийном производстве лопаточных венцов турбины (соответствующих IV поколению).

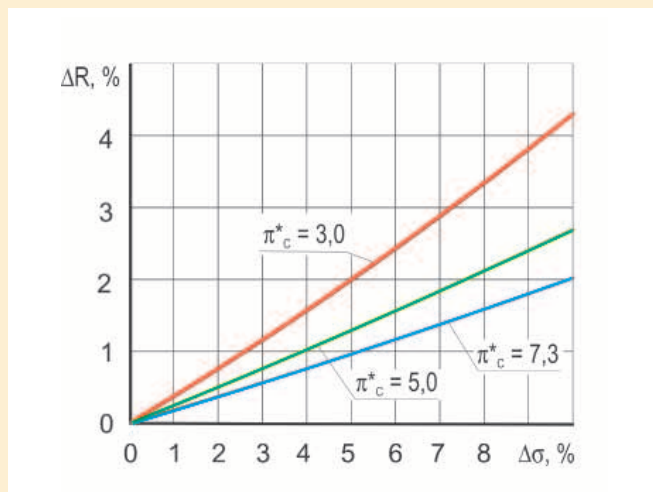


Рис. 5. Зависимость потерь тяги от потерь давления

ны данного типа очень чувствителен к конструктивному исполнению лопаток (особенно к толщине), которое в значительной степени определяется системой охлаждения. Данные обстоятельства в основном и обусловили интерес к применению ее в качестве неохлаждаемой турбины высокого давления (ТВД) в малоразмерных ГТД. Была проведена оценка возможности применения неохлаждаемых ($T_r^* \leq 1400$ К) одноступенчатых, высокоперепадных ТВД для малоразмерных ГТД при условии сохранения их экономичности из-за прироста к.п.д. и ликвидации потерь на охлаждение рабочих лопаток. При этом сохранение массогабаритных характеристик может быть обеспечено путем уменьшения числа ступеней турбины. При расчетном исследовании были приняты следующие допущения:

- отсутствие системы охлаждения в ТВД дает прирост к.п.д. до 1,5 %;
- отбор воздуха в систему охлаждения рабочих лопаток ТВД составляет 5 %;

Анализ полученных результатов показал:

1. Для турбовального ГТД мощностью 1300 кВт при $T_r^* = 1400$ К экономичность двигателя с неохлаждаемой ТВД находится на уровне, соответствующем двигателю с двухступенчатой охлаждаемой турбиной и $T_r^* = 1530$ К. Удельная мощность двигателя с неохлаждаемой ТВД получается незначительно меньшей; возможно сохранение габаритов и массы путем сокращения количества ступеней ТВД и уменьшения размеров переходного канала между ТВД и ТНД из-за увеличенного диаметра ТВД.

2. Для ТРДД тягой 4 тс удельный расход топлива при $\pi_k^* = 16,4$, $T_r^* = 1380$ К с неохлаждаемой ТВД при условиях полета $H = 11$ км, $M = 0,8$ практически идентичен удельному расходу ТРДД с $\pi_k^* = 25$, $T_r^* = 1670$ К с охлаждаемой ТВД.

Переход на $\pi_k^* = 16$ позволяет отказаться от подпорных ступеней вентилятора и, по крайней мере, одной ступени турбины низкого давления, что, по расчетной оценке, несмотря на снижение T_r^* , обеспечивает неизменность массогабаритных характеристик.

Применение неохлаждаемой турбины позволяет реализовать концепцию очень простого одновалного ТРДД, предназначенного для учебно-боевого самолета и боевого беспилотного аппарата, у которых особенно остро стоит вопрос цены.

Но ни применение новых методов расчетов, ни неметаллы, ни изменяемый рабочий процесс не обеспечат существенного увеличения скорости полета. На скоростях полета, соответствующих числам $M_п > 3$, где ТРДФ вырождается, в состав силовой установки необходимо вводить прямоточный ВРД (ПВРД). В этом случае получается комбинированная силовая установка, которая становится дорогой, сложной и тяжелой. При $M_п > 3$ выключенный ТРДФ становится просто балластом.

(Окончание в следующем номере).

**Не гонитесь
за известностью,**



мы Вам её

ПОДАРИМ

Что такое Известность?

Известность - это замечательный партнер по бизнесу. Она увеличивает продажи, завоевывает рынки, повышает прибыль. Она вызывает уважение партнеров и зависть конкурентов. А Вы продолжаете спокойно работать.

Где ее найти?

В прошлом веке в моде был бег. Гонялись за славой, деньгами, успехом - словом за всем, что так трудно догнать. Теперь миром правят информационные технологии, которые позволяют быть в нужное время в нужном месте. В каком? Конечно, в Интернет!

Почему именно сейчас?

Конечно, Известность не портится. Она просто достается другому.

Что же делать?

Обратитесь в АвиаПорт.Ру и мы сделаем Вам лучшее предложение.

САМОЛЕТ - МАШИНА, В КОТОРОЙ ЧЕЛОВЕК - ДВИГАТЕЛЬ

В предыдущих статьях про велосипед рассказывалось о том, как ездить быстро, и о том, как ездить с комфортом. Но ездить по земле. Оказывается, если крутить педали из всех сил, то можно преодолеть даже силу земного притяжения.

Тот, кто любит ездить на велосипеде с ветерком, не раз мечтал в один прекрасный момент взять и полететь. Наверняка подумывал и о том, как бы к велосипеду приделать крылья. Это была мечта о полете с помощью собственных мускулов. Вообще-то она зародилась еще в древности - вспомните легенду об Икаре. Но еще Аристотель обратил внимание на то, что у летающих существ есть определенный весовой предел и более-менее летающих птиц тяжелее 16 кг пока не обнаружено. Другими словами, сила мышц крыла должна быть достаточной для преодоления силы земного притяжения. И несмотря на то, что силы обеих рук у человека маловато, тем не менее, в течение многих столетий предпринимались попытки построить летательный аппарат, основанный на принципах машущего полета.

Однако человек попал в пятый океан "с другой стороны". Благодаря силе своего разума он в 1783 г. поднялся в воздух на тепловом воздушном шаре братьев Монгольфье. Но и тепловые шары, и шары, заполненные газом легче воздуха, летят туда, куда их гонит ветер. С появлением двигателя, вначале парового, а затем и внутреннего сгорания, удалось осуществить полет против ветра на дирижабле.

С появлением самолетов идея машущего полета не умерла, она преобразовалась в желание использовать не силу мышц человека, а двигателя. Но и эта затея не удалась. Причин много, главные две: плохое знание принципов машущего полета и низкая удельная мощность двигателя (малая мощность двигателя и большой вес конструкции). Такое положение казалось безвыходным, и поэтому некоторыми не бедными членами общества были обещаны премии тому, кто пролетит с помощью своих мускулов определенное расстояние.

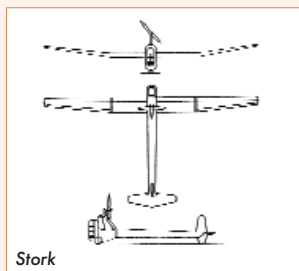
Первым известным случаем выплаты призовых денег стал полет велогонщика Габриэля Пулена в 1921 г. Ему удалось на велосипеде с прикрепленными к нему крыльями (очень похожими на крылья бипланного самолета) пролететь 11 метров. Этот результат на один метр превысил условия, опрометчиво выставленные в 1912 г. французской фирмой "Пежо". Конечно, это был не полет (реализация наших мечтаний), а именно подскок благодаря созданию подъемной силы при изменении угла атаки крыльев в момент достижения наивысшей скорости.

Учтя ошибку в условиях приза, немец Оскар Урсинус в 1933 г. выдвинул новые условия: пролететь 1200 м и при этом выполнить восьмерку. Приз по тем временам был немалый - пять тысяч марок. Уже в 1935 г. велогонщик Дюнебайн предпринял попытку завоевать приз. Только лететь он должен был не на велосипеде, а на мускулолете конструкции инженеров Геслера и Виллингера. Один из полетов состоялся на 195 м, а другой на 235 м. Но и за это была выплачена сумма в 3 тыс. марок.

Вскоре в Европе началась Вторая мировая война. За рекорды взялись уже после ее окончания. Центром мускулолетов стала Англия благодаря тому, что Королевским обществом воздухоплавания каждому изобретателю оказывалась всевозможная помощь - и денежная, и материальная, и интеллектуальная. Интерес к созданию конструкции летательного аппарата, способного взлететь и держаться в воздухе, было подогревано в 1959 г. миллиардером Генри Кремером. Он обещал выплатить 5 тыс. фунтов стерлингов тому англичанину, который пролетит одну милю (одна сухопутная миля равна 1620 м) и совершит при этом облет двух шестов, находящихся на расстоянии полумили друг от друга. Полет должен быть выполнен в виде восьмерки.

Началась борьба за приз, но всю дистанцию не удавалось преодолеть никому. В 1962 г. мускулолет Puffin под управлением инженера-самолетостроителя Дж. Уимпена пролетел 913 м. Но время шло, а никому из англичан так и не удавалось преодолеть всю дистанцию. Кремер изменил условия, пообещав выплатить призовые любому жителю Земли, кто все же "замкнет" восьмерку. И снова удача никому не улыбнулась. Тогда Кремер в 1973 г. принял решение повысить ставку до 50 тыс. фунтов стерлингов (почти 90 тыс. долларов).

Максимально приблизиться к победе удалось японским студентам Токийского университета. Они создали летательный аппарат, очень похожий на обычный планер, у которого с помощью цепной передачи усилия пилота передавались на деревянный винт диаметром 2,5 м. Винт установлен был не в носу мускулолета, а на специальной стойке за кабиной. Размах крыльев этой машины составлял 21,03 м, а ее длина 8,8 м. При столь внушительных размерах вес конструкции был всего 35,8 кг. Крылья, фюзеляж и оперение были изготовлены из бальсы и ели и обтянуты стиральной бумагой и японским шелком. Этот мускулолет, получивший наименование Stork, в январе 1977 г. впервые поднялся в небо. Его пилотом был японский студент Като. После того, как он раскрутил пропеллер до 210 оборотов в минуту, ему удалось разогнать летательный аппарат до 31 км/ч и оторваться от земли. Полет проходил на высоте трех метров. Так как в этом полете главная задача была в проверке возможности взлета и полета, то мускулолет летел прямо (а не выполнял полет по восьмерке, как того требовали условия получения приза) и совершил посадку в конце взлетно-посадочной полосы аэродрома. Като пролетел 2094 метра. Время шло, а Stork так и не преодолевал установленную Кремером дистанцию. Можно предположить, что выбранная схема планера мускулолета по обычной аэродинамической схеме (с хвостовым оперением) не позволяла совершать на столь малой высоте полета (порядка трех метров) разворот для выполнения восьмерки.



Многими специалистами было высказано мнение, что если Stork не может выиграть приз, то его не получит уже никто.

Однако это заявление было преждевременным, ибо за решение задачи взялся американский инженер Пол Маккриди. Прежде всего, он установил для себя граничные условия. Зная, что тренированный человек, а еще лучше профессиональный велосипедист, способен в первый момент развивать мощность порядка 1,5 л.с., а затем длительно поддерживать развиваемую мощность на уровне 0,3 л.с., он остановил свой выбор на Брайане Аллене - велосипедисте, который еще вдобавок успел полетать на воздушном змее. Кроме того, Б. Аллен был небольшого веса, что было крайне важно. Далее необходимо было выбрать схему мускулолета и материалы, из которых его делать.

Понятно, конструкция мускулолета должна иметь необычайно высокое весовое совершенство. Но как этого добиться при столь внушительных размерах. По расчетам только крыло должно было иметь размах более 29 м. Решение было в применении новейших материалах - стеклопластиков и углепластиков. Вся конструкция была обтянута прозрачным майларом. Шестерни в силовой передаче были изготовлены из ацетатной смолы.

Но самое главное было в конструкции. Маккриди отошел от стандартной аэродинамической схемы, а применил схему "утка". Стабилизатор он поставил впереди крыла, и это горизонтальное оперение стало вносить свой вклад в создание подъемной силы. Гондола с пилотом была опущена под крыло и слегка смещена назад. В таком положении она выполняла еще и функцию вертикального оперения. Винт диаметром 3,7 м размещался позади всей конструкции, т.е. был толкающим; воздушный поток не попадал на конструкцию и не тормозился. Если не знать, куда должен лететь этот летательный аппарат, то можно предположить, что пилот сидит спиной по полету!

Учтя неудачи своих предшественников, конструктор позаботился и о ремонтнопригодности летательного аппарата. Почти все основные части могли быть в случае поломки легко заменены на новые.

Итак, оригинальность конструкции и новейшие материалы позволили создать конструкцию, которая была на 1 кг легче, чем Stork. И это при том, что размах крыла был на восемь метров больше, чем имел Stork. К сожалению, нет данных по площади крыла, но без сомнения, и удельная нагрузка у пустого аппарата (без пилота) была значительно меньше. Это позволило выбрать пилота хоть и небольшого, но с достаточно большой мышечной массой (65 кг). Кстати, вес Като - пилота японского Stork - был 58 кг.

Для придания жесткости вся конструкция была "опутана" тонкими, но крепкими тросами. Очень все походило на паутину. И это обстоятельство определило имя мускулолету Gossamer Condor - "Паутиновый кондор". Посадка пилота в кабине была не по "велосипедному" - с опорой на руки, а по "веломобильному" - в кресле.

И вот 23 августа 1977 г. Брайан Аллен занимает пилотское кресло,

раскручивает винт до 110 оборотов в минуту. Gossamer Condor набирает скорость, плавно отрывается от земли, на скорости 20...21 км/ч описывает требуемую восьмерку и приземляется. Приз Кремера завоеван. Рекордный полет длился 7 мин 22,5 с, за это время Аллен преодолел 2300 м.

Но Маккриди не успокоился на достигнутом, он ставит задачу перелететь Па-де-Кале. Немного изменив конструкцию мускулолета, ему удается снизить вес аппарата до 25 кг (на 12 кг!) при том же размахе крыла. Винт при этом увеличивается в диаметре до 4,04 м, а его оптимальная скорость вращения составляет 72 об/мин. Изменилась и посадка пилота, теперь он занимает положение как обычный велосипедист.

Новый аппарат получил имя Gossamer Albatross - "Паутиновый Альбатрос", а вот пилот остался прежним - Б. Аллен. Старт намечен на раннее утро 11 июня 1979 г. с крутого обрыва пролива неподалеку от английского города Фолкстон. Однако на разбеге произошла поломка шасси. Вот тут и пригодилась старая концепция - все должно быть легко заменяемо. Через два часа новый разбег и "Альбатрос" в воздухе. Полет шел на высоте пяти метров, и через 2 ч 50 мин пилот приземляется на французском побережье.

Итак, четверть века назад была одержана очередная победа человека над стихией. Но стоит вопрос, а что было потом и что будет дальше? Да, за это время были попытки построить мускулолеты различных конструкций. В их создании принимали участие не только одиночки, но и солидные авиастроительные фирмы. Но интерес после завоевания приза постепенно угас. Специалисты считали, что существует возможность увеличить к.п.д. механической передачи усилия пилота на винт, но пока ничего существенного сделано не было. Даже несмотря на то, что в Ливерпульской лаборатории в расчете на такую передачу спроектирован мускулолет с размахом крыльев 12 м. Некоторые специалисты считают, что большинство аварий связано с тем, что пилоту приходится быть не только мотором, но и следить за положением аппарата в воздухе, его курсом и высотой. Близость земной поверхности не позволяет совершать большие крены для парирования порывов бокового ветра. В противном случае длинные крылья цепляются за землю.

Были проекты строительства даже многоместных мускулолетов. Но все так и осталось на бумаге. Дороговизна материалов, хрупкость конструкции так и не позволили мускулолету стать популярным видом отдыха и спорта. Мотодельтапланы и мотопарапланы дают возможность летать дольше и выше. Планеры не только летают далеко, но и способ-

ны выполнять фигуры высшего пилотажа. Спортивные самолеты в воздухе проделывают такие фигуры, которые не снились даже самым крутым байкерам.

Видимо успех Маккриди так и останется в истории авиации непревзойденным. По крайней мере, в ближайшем будущем вряд ли появится новый воздушный велосипед. Но очень хочется ошибиться в прогнозе. **А**



Gossamer Condor



Gossamer Albatross

ЕДИНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ ПОДВОДНОЙ ЛОДКИ

Александр Маринин

Классическая дизель-электрическая главная энергетическая установка подводной лодки (ДЭГЭУ) - фактически мера вынужденная, да такие подлодки на самом деле и не подводные вовсе, а скорее ныряющие. Все они, как киты или дельфины, вынуждены с определенной периодичностью подниматься на поверхность, чтобы запастись кислородом и заодно зарядить аккумуляторы. Идеальным для подводной лодки является единый двигатель для надводного и подводного хода. Ведь у лодки с ДЭГЭУ в подводном положении дизель фактически становится балластом (если только лодка не использует так называемый режим работы дизеля под водой (РДП), когда, двигаясь на перископной глубине, она забирает атмосферный воздух с помощью специальной трубы с клапаном от заливания - немцы назвали это устройство шнорхелем). В надводном положении обычной лодке (если на ней не реализован режим электродвижения) становятся "ненужными" электромоторы и уж, во всяком случае, аккумуляторные батареи. Таким образом, как большинство двухсредных или двухрежимных аппаратов, подводная лодка постоянно "возит" в себе довольно массивное, объемное и дорогостоящее оборудование, которое используется только часть времени.

В поисках единого двигателя были опробованы самые разнообразные устройства. Первым из них был... человек, который потреблял сравнительно мало воздуха, но в качестве двигателя оказался слишком малоэффективен. Пневматическая машина с ограниченным запасом воздуха не обеспечивала приемлемой дальности плавания. Идея чисто электрической подводной лодки также зашла в тупик, поскольку даже с использованием самых совершенных аккумуляторов лодка способна проплыть не более нескольких сот миль. Постепенно конструкторы подлодок пришли к выводу, что единый двигатель следует создавать на базе мотора не подводного хода, а наоборот - надводного. В конце XIX - начале XX веков таковыми являлись только паросиловая установка и двигатель внутреннего сгорания. Эксперименты проводились с обоими устройствами, но от первого вскоре отказались. Что касается двигателей внутреннего сгорания, то тут наметились два пути: один впоследствии привел к РДП, а другой был связан с разработкой автономной силовой установки, не нуждающейся в атмосферном воздухе.

Первыми, кто попытался заставить двигатель внутреннего сгорания работать под водой, стали французские инженеры Бертен и Петитхотм. По их проекту в 1901 г. построена подлодка, на которой в качестве единого двигателя применили дизель мощностью 172 л.с. В надводном положении предполагалось получить скорость 10 узлов, а под водой - около 6. При этом два цилиндра двигателя должны были работать на гребной винт, а два других - на компрессор, сжимающий отработавшие газы до 3 кгс/см². Затем они охлаждались, накапливались в специальной емкости и периодически продувались за борт, что исключало по-

стоянный демаскирующий след. Запас сжатого воздуха для работы дизеля в подводном положении хранился в баллонах. Результаты испытаний разочаровали. Чтобы обеспечить подводный ход, потребовался запас сжатого воздуха, для хранения которого на лодке пришлось разместить 520 стальных баллонов массой около 60 т, составивших почти 23 % водоизмещения корабля. Кроме того, мощность дизеля, потребляемая компрессором, оказалась намного больше проектной, и для обеспечения движения лодки оставшейся ее части было недостаточно. Это вызывалось специфическим недостатком тепловых двигателей, затрата мощности которых на работу компрессора, удаляющего за борт продукты горения, возрастает пропорционально глубине погружения.

Гораздо более удачную попытку создать подводную лодку с единым двигателем предпринял наш соотечественник инженер С.К. Джевецкий. По его замыслу в качестве единого предполагались два четырехтактных бензиновых двигателя фирмы "Панар-Левассор" мощностью по 130 л.с. каждый, работающих с помощью зубчатых передач на один гребной вал с четырехлопастным винтом. В надводном положении бензиномоторы работали по обычной схеме. В подводном положении для обеспечения их работы в машинное отделение подавался воздух, хранившийся в 45 воздухохранителях при давлении 200 атмосфер. Общий запас составлял около 11 м³, чего должно было хватить на 4 часа работы бензиномоторов. Давление воздуха с 200 атмосфер до 18 снижалось в редукционном клапане (детандере), после чего воздух поступал в поршневой пневматический двигатель, приводивший в действие газовый насос, откачивавший выхлопные газы через надстройку, служившую своеобразным глушителем, в отводную трубу, расположенную под килем и имевшую большое количество мелких отверстий. Выходя мелкими струйками из многочисленных отверстий отводной трубы, выхлопные газы должны были растворяться в воде. В пневматическом двигателе давление воздуха снижалось с 18 до 1,2 атмосферы и при этом, безопасном для личного состава, давлением воздух поступал в машинное отделение.

Строительство подводной лодки, получившей наименование "Почтовый", началось в 1906 г. 30 сентября 1908 г. она вошла в состав флота. Несмотря на то, что эксплуатация "Почтового" подтвердила возможность подводного плавания с двигателями внутреннего сгорания, работающими в подводном положении, подводная лодка этого типа так и осталась единственной. Не удалось достичь бесследности движения лодки под водой - на поверхности были заметны пузырьки отработанных газов. Мощность газового насоса оказалась недостаточной для откачки выхлопных газов от обоих бензиномоторов, поэтому в подводном положении работал только один. Сложность и низкая конструктивная надежность механизмов требовали исключительно высокой квалификации личного состава



Подводная лодка "Почтовый". Необычное название объясняется тем, что лодка была построена после русско-японской войны на добровольные пожертвования сотрудников почтового ведомства

ва, обслуживавшего лодку. Большие нарекания вызывала большая шумность бензиномоторов; кроме того, на зарядку воздухохранителей уходило от 2 до 3 дней.

Первая мировая война прервала работы по созданию единых двигателей для подводных лодок, но уже с 1920-х годов в Советском Союзе и Германии вновь начались исследования в этой области. При этом от идеи просто разместить на подводной лодке большой запас воздуха сразу отказались. Решили хранить только кислород, причем в жидком состоянии, когда он занимает примерно в пять раз меньший объем, чем в баллонах под давлением 150 кгс/см². Да и сосуд для хранения жидкого кислорода намного легче, чем стальные толстостенные баллоны равной емкости. Однако жидкий кислород непрерывно испаряется, а способы, замедляющие этот процесс, в тот период времени не были разработаны.

В отечественном флоте в 1930-е годы изучались две схемы обеспечения работы дизелей под водой или, как их стали называть, схемы работы дизеля по замкнутому циклу: "РЕДО" С.А. Базилевского и "ЕД-ХПИ" В.С. Дмитриевского.

Первой в 1937 г. начали переоборудование подводной лодки XII серии под опытную энергетическую установку "РЕДО" (регенеративный единый двигатель особого назначения). Эта подлодка получила наименование С-92 и бортовой номер Р-1. Принцип работы установки "РЕДО" состоял в следующем: в подводном положении выхлопные газы дизеля очищались от механических примесей и влаги, охлаждались и направлялись обратно на всасывающий коллектор дизеля. Затем к ним добавлялся газообразный кислород. Избыток выхлопных газов отсасывался компрессором и сжимался, при этом углекислый газ, составлявший около 75 % объема избыточных газов, превращался в жидкую углекислоту, которая сливалась в специальные баллоны и периодически удалялась за борт. Газообразный остаток, в основном кислород, снова возвращался в цикл. Осенью 1938 г. подлодка С-92 вышла на испытания, которые продолжались более двух лет. К началу Великой Отечественной войны они еще не закончились, и подводную лодку законсервировали. В связи с тем, что к окончанию войны и в первые послевоенные годы были разработаны и проверены в действии более простые циклы единых двигателей, к испытаниям "РЕДО" не возвращались. После войны подводная лодка использовалась для отработки других типов единых двигателей.

В 1938-1939 гг. ОКБ НКВД разработало проект подводной лодки с опытной единой энергетической установкой "ЕД-ХПИ" (единый двигатель с химическим поглотителем). Принцип работы установки заключался в следующем. Выхлопные газы из дизеля поступали в газоохладитель, где они охлаждались и освобождались от водяных паров и частично от механических примесей. Далее они направлялись в специальные химические фильтры, где отделялся углекислый газ и окись углерода. Затем производилось дальнейшее освобождение выхлопных газов от избыточной влаги, они обогащались газифицированным кислородом, и в дизельный отсек поступала газовая смесь, близкая по своему составу к обычному воздуху.

Подводную лодку проекта 95 с "ЕД-ХПИ" спустили на воду в Ленинграде 1 июня 1941 г. С началом войны ее отбуксировали в Горький, а затем в Баку. Ходовые испытания закончили после войны, а в состав ВМФ корабль приняли только в 1946 г. Однако все мытарства окупались сторицей. В первой половине

1950-х гг. в состав отечественного флота вошло 30 подводных лодок проекта А615 с единым двигателем, созданным с учетом опыта эксплуатации лодки проекта 95. Советский Союз стал единственной военно-морской державой, серийно строившей корабли с подобной силовой установкой

Второй страной, где велись интенсивные работы по созданию подводных лодок с единым двигателем внутреннего сгорания, являлась Германия. У немцев такой двигатель назывался "крейслауф" - круговорот. Создать работоспособный дизель, работающий по замкнутому циклу, немцы смогли в годы Второй мировой войны. В 1943 г. командование германских ВМС приняло решение построить экспериментальную подлодку XVII серии с дизелем "крейслауф" мощностью 1500 л. с. В 1944 г. ее заложили под обозначением U-798, но до окончания войны не успели спустить на воду. На U-798 бортовой запас кислорода составлял 65 т, из них 25 т под давлением 400 кгс/см² разместили в стальных баллонах, а 40 т хранили в жидком состоянии в сосудах Дьюара. В этом проекте немцы (как позднее было сделано на отечественных кораблях проекта А615) предусмотрели применение... гребного электродвигателя с аккумуляторной батареей. Как же так, спросит читатель. За что боролись? А дело в том, что при работе дизеля из-за собственных шумов подлодка становится совершенно глухой, не говоря уже о том, что ее саму слышно на десятки миль. Поэтому атаковать противника такие лодки должны были под электромоторами, а дизели планировалось использовать при переходе в район боевого предназначения или при совершении маневра для занятия атакующей позиции.

В 1930-х годах предпринималась еще одна попытка создать двигатель, работающий по замкнутому циклу, но с применением в качестве окислителя не кислорода, а перекиси водорода. Автором идеи был германский инженер Гельмут Вальтер. Он прекрасно знал, что подожженные перекисью органические материалы невозможно потушить ни с помощью песка, ни с помощью пенного огнетушителя - под их слоем без доступа воздуха органика все равно горела, так как необходимый для поддержания процесса горения кислород выделялся самой перекисью водорода. В 1933 г. Вальтер приступил к целенаправленному исследованию энергетических возможностей растворов перекиси водорода. Ему удалось выявить интересные закономерности. Оказалось, чем выше концентрация раствора перекиси, тем больше при ее разложении выделяется тепла. Вода же, начиная с концентрации перекиси 60 % и выше, испаряется, а продукты разложения - смесь водяных паров и кислорода (парогаз) - перегреваются. При использовании в качестве катализатора очень сильных окислителей - перманганатов натрия и кальция - реакция разложения проходила практически мгновенно и до конца.

Вальтер пришел к выводу, что наиболее эффективно свойства концентрированной перекиси водорода можно использовать не в дизельной, а в турбинной установке. В 1936 г. такую экспериментальную парогазовую турбинную энергетическую установку построили в Киле. Она работала по так называемому "холодному" циклу. Продукты реакции разложения высококонцентрированного раствора перекиси водорода подавались в турбину, вращавшую через понижаю-

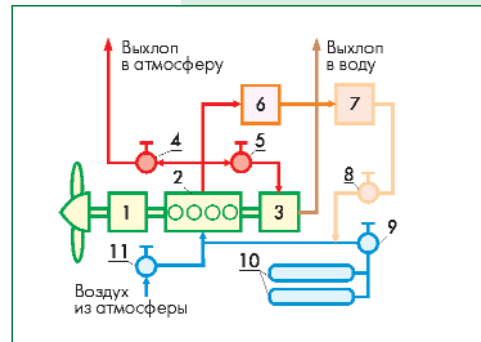
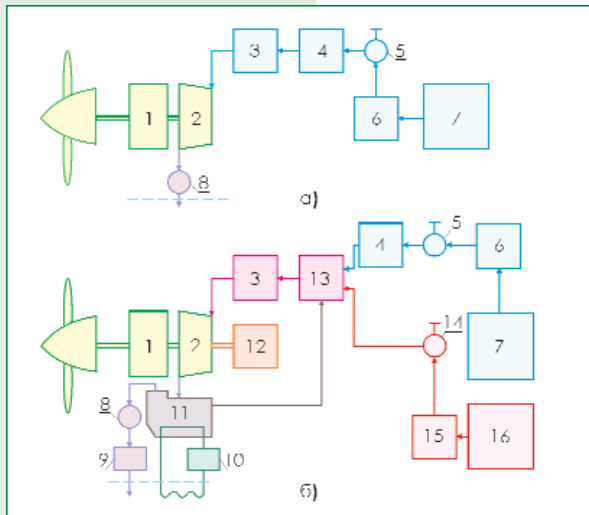


Схема работы дизеля под водой по замкнутому циклу. Цифрами обозначены: 1 - редуктор; 2 - дизель; 3 - компрессор; 4 - клапан выхлопа в атмосферу; 5 - регулятор подачи выхлопных газов в компрессор; 6 - холодильник; 7 - фильтр; 8 - регулятор подачи охлажденных газов в цикл; 9 - регулятор подачи кислорода; 10 - кислородные баллоны; 11 - клапан подачи воздуха в надводном положении



Схемы парогазовых энергетических установок Гельмута Вальтера: а) схема установки "холодного цикла"; б) схема установки "горячего" цикла.

- 1 - редуктор; 2 - турбина;
- 3 - фильтр-сепаратор; 4 - камера разложения перекиси;
- 5 - регулятор подачи перекиси;
- 6, 15 - подкачивающие насосы;
- 7 - емкость с перекисью водорода;
- 8 - невозвратный клапан системы отдачи отработавших газов;
- 9 - высококапальный насос;
- 10 - насос прокачки конденсата;
- 11 - конденсатор смешения;
- 12 - электродвигатель;
- 13 - камера горения;
- 14 - регулятор подачи топлива;
- 16 - топливная цистерна

ший редуктор гребной винт, а затем отводились за борт. В ходе испытаний пришлось решать возникавшие проблемы. Например, обнаружилось, что пыль, ржавчина, щелочи и другие примеси резко ускоряют разложение перекиси и создают опасность взрыва. Поэтому для хранения раствора перекиси применили эластичные емкости из синтетического материала. Такие емкости планировали размещать вне прочного корпуса, что позволяло рационально

использовать свободные объемы межкорпусного пространства и, кроме того, создавать подпор раствора перекиси перед подкачивающим насосом благодаря давлению забортной воды.

Первая энергетическая установка имела два очевидных недостатка. Кислород, содержащийся в отводимых за борт продуктах реакции, плохо растворяется в воде, а его пузырьки демаскируют подводную лодку. Кроме того, в условиях корабля, изолированного от атмосферы толщей воды, выбрасывать за борт кислород было неоправданным расточительством. Поэтому логическим продолжением "холодного" процесса являлся "горячий", при котором в продукты разложения перекиси подавалось органическое топливо, которое затем сжигалось. В таком варианте мощность установки резко возросла и, кроме того, уменьшалась следность, так как продукт горения - углекислый газ - значительно лучше кислорода растворяется в воде. И все же на первом этапе работ Вальтер ограничился установкой с "холодным" циклом, поскольку она была проще и безопаснее.

В 1937 г. Вальтер доложил результаты своих опытов руководству германских ВМС и заверил всех в возможности создания подводных лодок с парогазовыми турбинными установками с невиданной скоростью подводного хода - более 20 узлов. Командование кригсмарине приняло решение о форсировании создания лодки. В процессе ее проектирования решались вопросы, связанные не только с применением необычной энергетической установки. Для получения проектной скорости подводного хода порядка 25 узлов обводы корпуса обычной подводной лодки и способы управления ею в подводном положении стали неприемлемы. Пришлось прибегнуть к опыту авиастроителей. Выбирая оптимальную форму и размеры корпуса лодки, испытали несколько моделей в аэродинамической трубе. В 1938 г. в Киле заложили первую в мире опытную подводную лодку с энергетической установкой на перекиси водорода водоизмещением 80 т, получившую обозначение V-80. Проведенные в 1940 г. испытания буквально ошеломили - подлодка развила под водой скорость 28,1 узла.

Несмотря на великолепные результаты испытаний, дальнейшие работы застопорились - шла Вторая мировая война, и германское командование сделало ставку на уже отработанные образцы вооружения. Только в 1941 г. началась разработка, а затем постройка подводной лодки V-300 с парогазовой турбиной, работавшей по так называемому "горячему" циклу. Насос для подачи раствора перекиси водорода,

сблокированный на одной оси трехнасосного агрегата с топливным и водяным насосами, подавал раствор из эластичных емкостей в камеру разложения. Продукты разложения - пары воды и кислород - поступали в камеру горения, куда одновременно подавалось топливным насосом органическое топливо из цистерн. Топливо сгорало в среде, насыщенной свободным кислородом. Температура продуктов горения достигала 2000 °С. Для ее снижения перед лопатками турбины до 550 °С в камеру горения водяным насосом подавалась питательная вода. Парогаз, состоящий из паров воды и углекислоты, из камеры горения через сепаратор поступал в турбину, вращавшую через понижающий редуктор гребной винт. Из турбины отработавший парогаз подавался в конденсатор смешения, где охлаждался, смешиваясь с подаваемой в конденсатор водой. Сконденсировавшиеся пары воды конденсатным насосом прокачивались через расположенный за бортом охладитель, после чего часть конденсата использовалась для охлаждения парогаза, а другая подавалась водяным насосом в камеру горения. Углекислота из газосборника удалялась за борт компрессором. Неизменность водоизмещения подводной лодки достигалась замещением израсходованных перекиси и топлива забортной водой.

U-791 так и не достроили, зато заложили четыре опытно-боевые подводные лодки двух серий - Wa-201 (Wa - Вальтер) и Wk-202 (Wk - Вальтер-Крупп). По своим энергетическим установкам они были идентичны, но отличались конструкцией корпуса. С 1943 г. начались их испытания. В частности, лодка U-792 (серия Wa-201), имея запас перекиси водорода 40 т, почти четыре с половиной часа шла под форсажной турбиной и четыре часа поддерживала подводную скорость 19,5 узла. Не дожидаясь окончания испытаний опытных подлодок, в январе 1943 г. германской промышленности был выдан заказ на постройку еще 12 кораблей с аналогичными энергетическими установками. До окончания войны немцы успели спустить на воду только пять единиц, три из которых прошли испытания. Ни одна из лодок с двигателями Вальтера в боевых действиях не участвовала. Перед капитуляцией все они были затоплены экипажами. Но, воспользовавшись тем, что это произошло на мелководье, две лодки подняли. Затем U-1406 отправилась в США, а U-1407 - в Великобританию. Там специалисты тщательно изучили немецкие новинки, а британцы даже провели натурные испытания U-1407. В 1956 г. англичане ввели в строй свои опытовые подлодки "Эксплорер" и "Экскальбур" с двигателями Вальтера. Однако время ушло: американцы уже всю внедряли ядерные энергетические установки, по этому же пути решили идти и британцы. Тем более что эксплуатация подводных лодок с парогазовыми турбинами оказалась делом дорогим: один ходовой час "Эксплорера" обходился в 5000 фунтов стерлингов, что по курсу того времени равно 12,5 кг золота.

После окончания Второй мировой войны до начала 1950-х годов все ведущие военно-морские державы занимались изучением германского наследия, так как было очевидно, что Германия в области подводного кораблестроения не просто вырвалась вперед, а совершила качественный скачок. Именно поэтому все первые послевоенные проекты подводных лодок в какой-то мере являлись национальными аналогами последних германских разработок. Но как раз в области дизелей, работающих по замкнутому циклу, германские наработки были наиболее слабыми, да и сама идея никого из стран-победительниц особенно не заинтересовала.

вала. Американцы проблему длительного подводного плавания почти сразу стали решать через внедрение ядерной энергетической установки. Англичане сосредоточились на вопросах противолодочной борьбы, и грохочущий дизель их совершенно не устраивал. Лишь Советский Союз строил подлодки с единым двигателем, но они создавались на базе собственных предвоенных разработок. Но уже в 1960-е годы об идее ядерного единого двигателя для подлодок опять вспомнили. Речь идет о превращении химической энергии непосредственно в электрическую без процесса горения или механического движения, то есть выработке электроэнергии бесшумным способом.

Электрохимический генератор создан на базе топливных элементов. По сути, это аккумуляторная батарея с постоянной подзарядкой. Принцип работы энергетической установки с электрохимическим генератором был тем же, что и 150 лет назад, когда англичанин Уильям Роберт Гров случайно обнаружил при электролизе, что две платиновые полоски, обдуваемые - одна кислородом, а другая - водородом, помещенные в водный раствор серной кислоты, дают ток. В результате реакции, кроме электрического тока, образовывались тепло и вода. При этом энергетическое превращение происходит бесшумно, а единственным побочным продуктом реакции является дистиллированная вода, которой достаточно легко найти применение на подводной лодке. Идея применения электрохимических генераторов для подводного хода сулила немалые преимущества, в первую очередь, давала существенное увеличение непрерывной дальности подводного плавания экономическим ходом по сравнению с дизель-электрическими подводными лодками. В известной степени интерес к электрохимическим генераторам "подогревался" тем обстоятельством, что в США в 1960-е годы бортовые системы пилотируемых космических кораблей "Джемини" (орбитальные полеты) и "Аполлон" (высадка на Луну) получали питание от топливных элементов.

В Советском Союзе в 1989 г. закончились межведомственные испытания подводной лодки проекта 613Э с опытной энергетической установкой с электрохимическим генератором (разработчики - НПО "Квант" минэлектротехпрома и НПО "Криогенмаш" минхиммаша). Переоборудование вместе с ремонтом корабля продолжалось более 10 лет. Еще в 1970-е годы ЦКБ "Лазурит" выполнило проработки подводной лодки проекта 947 с электрохимическим генератором водородно-кислородного типа. В процессе работы конструкторы пришли к убеждению, что, прежде чем поставить новую энергетическую установку на подводную лодку, необходимо провести большой объем экспериментов. Так, считалось необходимым создание ряда наземных и плавучих стендов для отработки самой конструкции электрохимического генератора, уточнения требований к ней при эксплуатации в морских условиях, изучения условий надежной работы энергетической установки и, в первую очередь, ее пожаровзрывобезопасности.

Сама установка электрохимического генератора мощностью 280 кВт кроме топливных элементов включала в себя системы управления, обеспечения рабочими компонентами и вспомогательного оборудования, обеспечивающего работу установки, а именно: систем дистиллированной воды, охлаждения дистиллята, автономной вентиляции, отвода продувочных газов, газового анализа, системы безопасности и ряда других. Кроме того, были предусмотрены два резерву-

ара (цистерны) под кислород и два под водород.

Новые условия эксплуатации лодки потребовали дооборудовать место ее базирования (строительство берегового комплекса заправки, газификационной станции, складов газовых баллонов, установка криогенного оборудования и прокладка инженерных коммуникаций). Каждая заправка требовала передачи на подводную лодку 4 т водорода и 32 т кислорода, находящихся в сжиженном состоянии: водород при -252 °С, а кислород при -165 °С. Погрузка этих реагентов занимала более 160 ч.

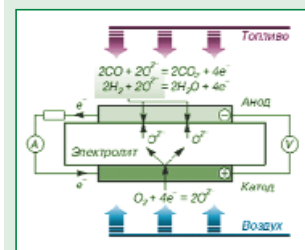
В течение шести месяцев специальная комиссия провела расширенные межведомственные испытания энергетической установки с электрохимическим генератором (ЭХГ). Впервые в практике отечественного кораблестроения был испытан в корабельных условиях и показал соответствующие проекту характеристики генератор "ЭХГ-280". Был сделан вывод о том, что ЭХГ как неатомный экологически чистый малозумный источник электроэнергии с прямым преобразованием химической энергии в электрическую является перспективным для применения в подводном судостроении. Он обладает рядом преимуществ перед традиционными источниками электроэнергии, в частности, позволяет в 5...10 раз увеличить дальность непрерывного подводного плавания экономическим ходом.

В то же время, несмотря на очевидные преимущества установки на топливных элементах, она не обеспечивает требуемые оперативно-тактические характеристики подводной лодки океанского класса, прежде всего в части, касающейся выполнения скоростных маневров при преследовании цели или уклонении от атаки противника. Поэтому германские подводные лодки проекта 212 оснащаются комбинированной двигательной установкой, в которой для движения на высоких скоростях под водой используются аккумуляторные батареи или топливные элементы, а для плавания в надводном положении - традиционный дизель-генератор, в состав которого входит 16-цилиндровый V-образный дизель и синхронный генератор переменного тока. Дизель-генератор используется также для подзарядки аккумуляторной батареи. Электрохимический генератор, состоящий из девяти модулей топливных элементов, имеет суммарную мощность 400 л.с. и обеспечивает движение лодки в подводном положении со скоростью 3 узла в течение 20 суток с показателями шумности ниже уровня естественных шумов моря.

На разработке двигателей Стирлинга, или двигателей с внешним подводом теплоты, сосредоточили свои усилия шведские специалисты (об истории двигателя Стирлинга см. "Двигатель" № 2 и 3 - 2005). Конструкция предусматривает наличие единой камеры сгорания для всех цилиндров, использование поршневой двойного действия, выполняющих функции рабочего поршня и вытеснителя. Топливо может быть любое, в качестве окислителя используется кислород. По своему к.п.д. двигатели Стирлинга соответствуют современным дизелям, но уступают им по мощности. Поэтому они могут использоваться на подводных лодках только как дополнительные двигатели к классической дизель-электрической силовой установке. Например, на шведских подлодках типа "Готланд" два двигателя Стирлинга мощностью чуть более 100 л. с. обеспечили увеличение продолжительности пребывания под водой в 7 раз (до 14 суток).



Подводная лодка проекта 613Э с электрохимическим генератором на испытаниях



Топливный элемент состоит из анода, катода и электролита. На аноде окисляется, т.е. отдает электроны, восстановитель (топливо, CO или H₂). Свободные электроны с анода поступают во внешнюю цепь, а положительные ионы удерживаются на границе анод-электролит (CO₂, H₂). С другого конца цепи электроны подходят к катоду, на котором идет реакция восстановления (присоединение электронов окислителем O₂). Затем ионы окислителя переносятся электролитом к катоду.

С ЛЕГКИМ ПАРОМ!

Александр Кириндас

Немного к истории вопроса

В 1769 г. военный инженер Никола Жозеф Кюньо по заказу французского военного ведомства построил самодвижущийся экипаж для перевозки пушек, приводимый в действие от паросиловой установки. Эта машина представляла собой трехколесную повозку с деревянной рамой. Силовой агрегат располагался в передней части машины. Он состоял из парового котла примитивной конструкции и не менее примитивной паровой машины с передачей на переднее колесо. Автомобиль развивал скорость 4,4 км/ч, причем рабочий цикл парового котла был рассчитан всего лишь на 12 минут, после чего котел нужно было заново заправлять, разводить под ним огонь, ждать, пока образуется пар, после чего можно было ехать... еще 12 минут. Несмотря на крупные недостатки конструкции, военное ведомство заказало Кюньо еще один экземпляр машины.



В 1770 г. заказчику был представлен усовершенствованный автомобиль. Паровая машина (диаметр цилиндра 325 мм, а ход поршня 378 мм) по-прежнему размещалась над единственным передним колесом автомобиля. Задних же колес было два. Автомобиль развивал скорость не более 4 км/ч, зато котел имел собственную топку, так что огонь уже не приходилось разводить каждые 12 минут. В результате испытатели до того "разогнались", что въехали в нектати попавшуюся на пути стену. Произошло первое в истории ДТП с участием механического транспортного средства. Вскоре стало ясно, что даже по тем временам подобное средство передвижения не годилось для практического применения, поэтому испытания машины Кюньо решили не продолжать, а сам автомобиль передали в 1800 г. в музей искусств и ремесел в Париже. На

сегодня это самое старое сохранившееся механическое транспортное средство.

Вскоре французы прекратили всякие опыты с применением паровых машин на транспорте. Даже немного переборщили. Это нашло отражение в устном народном творчестве - широко известен исторический анекдот, рассказывающий о том, как Наполеон выгнал прочь Фултона, пытавшегося заинтересовать корсиканца проектом парохода. Как говорится - даже если это и не правда, то все равно хорошо придумано.



В этой связи не стоит удивляться тому, что не прижившиеся во Франции семена технического прогресса дали всходы по другую сторону Английского канала. В конце 1801 г. Ричард Треветик построил более совершенный паровой автомобиль,

выдержавший ряд испытаний. Автомобиль с шестью пассажирами успешно совершил пробег в тяжелых дорожных условиях снежной зимы. В 1803 г. Треветик построил еще более совершенный паровой автомобиль (или скорее автобус), который мог перевозить 10 пассажиров, разгоняясь до 16 км/ч. Силовой агрегат автомобиля Треветика располагался в задней части корпуса. Диаметр задних колес составлял около трех метров. Несмотря на очевидный прогресс паровые автомобили Треветика не нашли широкого применения.

Следующий принципиальный шаг в деле разработки паровых автомобилей был связан с внедрением более совершенных трубчатых котлов высокого давления. Трубчатый котел появился в 1824 г. на автомобиле, который построил Уильям Генри Джеймс. "Автобус" Джеймса с 20-ю пассажирами разогнался до 26 км/ч. В тот же период к разработке паровиков подключился Горней. Автомобиль его конструкции совершил пробег протяженностью 640 км со скоростью 20 км/ч. Автомобили Горнея в течение нескольких месяцев совершал регулярные рейсы между Глостером и Чельтенгамом.

Еще более удачные автобусы разработал Ханкок. Эти автобусы курсировали по различным дорогам Англии, разгоняясь до 32 км/ч, чем составили серьезную конкуренцию гужевому транспорту. Контролировавшие гужевой транспорт дельцы пролоббировали свои интересы в британском парламенте, что привело к появлению в 1861 г. "закона красного флага".

Согласно данному закону перед каждым самодвижущимся безрельсовым экипажем должен был идти человек с красным фонарем (ночью) или с красным флагом (днем), чтобы предупреждать окружающих об "опасности". Этот закон, ограничивающий скорость безрельсовых механических экипажей, сделал их неконкурентоспособными по сравнению как с железными дорогами, так и с гужевым транспортом. Закон "красного флага" был отменен лишь в 1896 г., когда уже началось победное шествие двигателей внутреннего сгорания (ДВС). Кроме того, важную роль сыграл и технический аспект - сопротивление движению поезда по рельсам существенно меньше, чем при движении транспортного средства по дорогам.

"Закон красного флага" фактически поставил крест на разработке коммерческих паровых автомобилей в Великобритании. Правда, разработка паровых тягачей для военных нужд не была остановлена - в литературе нередко сообщается о применении русскими войсками закупленных в Англии паровых тракторов в русско-турецкой войне. С известной долей иронии этот эпизод показан в фильме "Турецкий гамбит". Центр же разработки паровых автомобилей вновь переместился во Францию. Следуя известному принципу о том, что лучше поздно, чем никогда, французы приняли эстафету в разработке паровых автомобилей у англичан.

В 1875-1880 гг. Болле построил три паровых автомобиля, на одном из которых был совершен пробег из Парижа в Вену. Максимальная скорость этого автомобиля была невысока и составляла 15 км/ч. Авто-

мобиль постройки 1880 г. эксплуатировался длительное время и в 1895 г. даже поучаствовал в скоростных состязаниях по маршруту Париж-Бордо, "составив достойную конкуренцию" автомобилям с ДВС.

У паровых машин имелись серьезные достоинства - относительная простота конструкции, способность пуска под нагрузкой (это не требовало применения установки на автомобиль сложной трансмиссии), многотопливность (возможность использования в качестве топлива угля, дров, торфа - в общем, всего, что горит) и долговечность.

Вместе с тем стремительное совершенствование ДВС привело к тому, что паровые автомобили сошли со сцены. Дело в том, что процесс сгорания топлива у ДВС происходит внутри цилиндра, не требуя при этом наличия промежуточного рабочего тела (пара), генерируемого отдельным агрегатом - котлом. Поэтому габариты и масса ДВС меньше, чем у паросиловой установки.

В начале XX века получила широкую известность французская фирма "Серполе". Паровой автомобиль этой фирмы постройки 1905 г. развивал скорость до 120 км/ч. Фирма предлагала к продаже паровые автомобили с силовыми установками мощностью от 5 до 40 л.с. Одним из секретов достижения столь высоких параметров автомобилей "Серполе" являлось применение жидкого топлива, а не угля или дров. Дело в том, что "калорийность" торфа, дров и т.п. твердого топлива существенно ниже, чем у жидкого нефтяного топлива. Не говоря уже о том, что механизировать подачу жидкого топлива существенно проще.

Уже к началу тридцатых годов XX века ДВС если не окончательно вытеснил, то существенно потеснил паровой двигатель на транспорте. С тех пор и до сего дня работы над паровыми автомобилями не прекращались, но конструкцию, способную безусловно превзойти автомобиль с ДВС, создать так и не удалось.

Рассмотреть все конструкции паровых автомобилей, танков и тракторов на страницах журнала просто невозможно, а потому остановимся лишь на описании паровых автомобилей НАМИ-012 и НАМИ-018.

Паровые автомобили НАМИ-012 и НАМИ-018

Ознакомление на заключительном этапе Великой Отечественной войны и в первые послевоенные годы с иностранной техникой, как поставленной по ленд-лизу, так и трофейной, свидетельствовало о серьезном отставании отечественной автопромышленности от мирового уровня. Некоторые типы машин в нашей стране никогда не выпускались, и зарубежные образцы аналогов не имели. Работы по детальному изучению иностранного научно-технического опыта в области автомобилестроения были поручены крупнейшему отраслевому институту - НАМИ.

В первый послевоенный год работы в НАМИ распределились по следующим направлениям:

- газотурбинные двигатели (заведующий бюро А.А. Душкевич);
- машины высокой проходимости и амфибии (заведующий бюро и главный конструктор Б.В. Шишкин);
- разработка вопросов, связанных с применением на автомобилях установок с использованием новых видов энергии (заведующий бюро к.т.н. Высотский);
- газогенераторные двигатели (заведующий бюро С.О. Бруман);
- электромобили (научный руководитель проф. Г.И. Бабат);

- автомобили с паросиловыми установками (заведующий бюро Ю.А. Шебалин, консультант С.В. Татищев).

Профессор Бабат руководил испытаниями электромобилей "Блейхерт" ЕЛ-1800 и ЕЛ-2002, что в конечном итоге привело к появлению нескольких моделей отечественных электромобилей, находившихся в ограниченной эксплуатации.

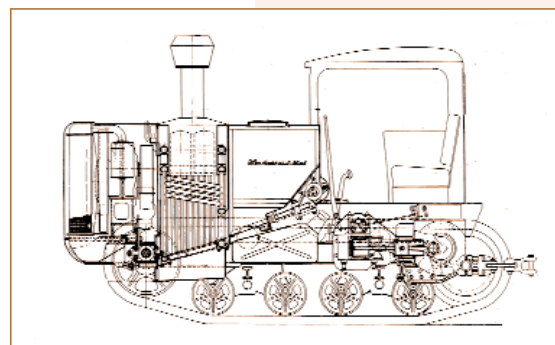
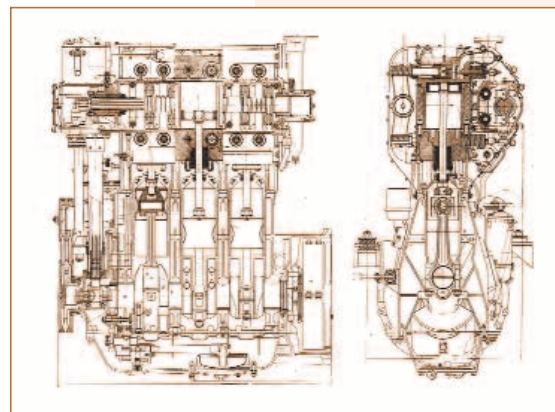
Результаты испытаний тягача "Заксенберг" под началом Шебалина и Татищева обсуждались 2 июля 1946 г. на НТС Минавтопрома. Об итогах обсуждения доложили "на верх", и 7 августа следующего года вышло постановление правительства СССР № 2804 "О механизации лесозаготовок и освоении новых лесных районов", в котором говорилось о необходимости "создать на механизированных лесопунктах собственную, постоянно действующую энергетическую базу с использованием паросиловых и гидросиловых установок для обеспечения энергией механизмов на лесозаготовках". Указанным постановлением НАМИ предписывалось изготовить опытный образец лесовозного парового автомобиля, работающего на швырке длиной 0,5 м с влажностью 35 % к 1 июля 1948 г. Постановлением также поручалось Спецтехбюро МЛБП в Германии изготовить передвижную электростанцию, ЦНИИ Лесосплава - сконструировать паровой катер, а КБ МЛТИ - разработать паровоз. Ленинградскому теплотехническому институту им. Калинина совместно с ЦНИИМЭ надлежало разработать паровой трактор. Через 3-4 года все указанные работы, кроме парового автомобиля и передвижной электростанции, были по различным причинам свернуты.

Первый опытный образец работающего на дровах грузового парового автомобиля был изготовлен НАМИ (разработчики Шебалин, Курбатов, Татищев, Бычков, Коротоношко и др.) в соответствии с указанным в постановлении сроком. Помимо парового автомобиля, в НАМИ был разработан проект парового трактора ПТ-54 на базе широко распространенного трактора ДТ-54. Этот проект не реализовывался. На основе опыта, накопленного во время проектирования, постройки, испытаний и доводки первого образца в 1949 г. были изготовлены два паровых автомобиля НАМИ-012. В некоторых документах автомобиль именуется "0125". Машина создавалась на шасси грузовика ЯАЗ (МАЗ)-200.

За кабиной располагалось машинное отделение с вертикальной трехцилиндровой паровой машиной. Заднюю стенку машинного отделения образовывал водотрубный котельный агрегат, изготовленный заодно с двумя топливными бункерами. В правой стороне машинного отделения устанавливались водяная бак и конденсатор, образовывавшие границы внешнего



В начале XX века было построено несколько сотен автомобилей с паровыми двигателями, среди которых американский "Добль". Плавное ускорение машины, подобно тому, как это делает железнодорожный экспресс, можно было создавать через 30 секунд после включения зажигания. Двигатель мог работать на нефти, угольной смоле, мазуте, газолитине, керосине.





обвода машинного отделения. За конденсатором, на водяном баке, располагалась вспомогательная турбина "мятого" пара с осевым вентилятором для обдува конденсатора и топочной воздухоудвкой. Здесь же находился электромотор, предназначенный для вращения воздухоудвки при розжиге котла. Слева на картере паровой машины устанавливались приводной питательный

насос и динамо. Там же, на лонжероне между котлом и кабиной, помещался паровой питательный насос прямого действия. Для обеспечения равномерности нагружения колес автомобиля вертикальный барабан и коллектор котельного агрегата со всеми приборами, контролирующими и регулируемыми уровень воды в котле, а также клапанный парораспределительный механизм паровой машины были размещены над левым лонжероном рамы НАМИ-12. Для облегчения доступа к шуровочным дверкам *"колосниковая решетка котла расчленена надвое и симметрично расположена по обе стороны рамы автомобиля под топливными бункерами"*.

Паровая машина имела цилиндры с диаметром и ходом по 125 мм. Мощность при частоте вращения вала 1000 об/мин составляла 100 л/с. Выбор машины двухстороннего действия был продиктован стремлением сократить длину машины, а также предотвратить попадание воды в картер кривошипно-шатунного механизма, что повышало надежность устройства без применения специальных неэмульгирующих масел. Машины двухстороннего действия могли иметь цилиндры с меньшим рабочим объемом, чем машины одностороннего действия. Основной несущей деталью паровой машины являлся блок-картер, в который на четырех опорах укладывался (снабженный отвертываемыми противовесами) коленвал и шатунный механизм. Верхние головки шатунов соединялись при помощи плавающих пальцев со стальными крейцкопфами, которые двигались в сменных чугунных гильзах. Сверху на блок-картер устанавливалась общая для всех трех цилиндров нижняя крышка, в которой находились впускные и выхлопные клапаны нижних полостей цилиндров и сальники. Для подтягивания и набивки сальников в крышке имелись специальные проемы. На нижней крышке помещался чугунный блок цилиндров паровой машины, укрытый сверху общей верхней крышкой с устроенными в ней впускными и выпускными (выхлопными) клапанами верхних полостей. Для уплотнения между блоком цилиндров и крышками были использованы асбестовые прокладки.

Парораспределительный механизм устанавливался в специальном картере, прикрепленном к блоку цилиндров с левой стороны. В этом картере находился кулачковый вал, получающий вращение от коленчатого вала при помощи двух

пар косозубых шестерен и вертикального приводного вала. Кулачковый вал имел три группы кулачков, обслуживающих отдельные цилиндры. Коробка перемены передач в привычном "автомобильном виде" у НАМИ-012 отсутствовала. Вместо таковой был применен "механизм отсечек". Изменение отсечек и реверс достигались осевым перемещением кулачкового валика. Паровая машина НАМИ-012 имела три отсечки для езды вперед (25, 40 и 75 %) и одну отсечку для езды назад (80 %). При движении водителю если и приходилось пользоваться сцеплением, то лишь для включения пониженной передачи, в остальном было достаточно рычага переключения отсечек. Кривошипно-шатунный механизм смазывался с помощью шестерчатого масляного насоса, который был сделан реверсивным. Цилиндры паровой машины смазывались при помощи пресс-масленки, впрыскивающей небольшие порции масла в идущий к машине паропровод острого пара. В передней части машины, слева, крепился приводной питательный двухплунжерный насос, выполненный в виде самостоятельного агрегата и получающий привод от шестерни коленчатого вала.

Подавать дрова в топку, подобно тому, как это делалось на паровозе или в деревенской печке, не очень удобно, поэтому данный процесс попытались автоматизировать. Топливо из вертикальных бункеров по мере выгорания под действием собственного веса опускалось на колосниковую решетку. Одной "заправки" дровами хватало на 80...100 км пробега.

В первой половине 1950 г. первый экземпляр НАМИ-012 был подвергнут всесторонним ведомственным испытаниям с общим пробегом 12 000 км, по результатам которых Совмин СССР принял решение о проведении государственных испытаний. Госиспытания двух паровых автомобилей проходили с ноября 1950 г. по август 1951 г. Один автомобиль имел пробег 26 000 км, а другой - 15 500 км. Автомобиль признали *"работоспособной конструкцией"*. Одновременно с этим было отмечено, что машина вследствие повышенной нагрузки на переднюю ось имеет низкую проходимость по лесным дорогам. По этой причине на базе НАМИ-012 был разработан полноприводной автомобиль НАМИ-018. Изготовили два экземпляра НАМИ-018, которые находились в опытной эксплуатации в Первомайском леспромхозе треста "Горьклес" и Червенском леспромхозе в Белоруссии. Автомобили получили в целом положительные отзывы. Вместе с тем они обладали не самой лучшей динамикой - их скорость не превышала 20 км/ч. Правда, особо разгоняться в лесу и негде. Тем не менее в опытных образцах была решена задача создания транспортного средства, работающего на распространенном дешевом топливе.

К 1959 г. все работы по паровым автомобилям были прекращены. В это же время повсеместно стали сворачиваться работы не только по паросиловым установкам, но и по газогенераторным двигателям. Можно предположить, что объяснялось это не столько тем, что при меньших габаритах ДВС, использующие бензин, более "калорийный" нежели угольные брикеты и дрова различной степени влажности, обладают более высокой мощностью, сколько заметно изменившимся на государственном уровне отношением к экономии и рациональному использованию природных ресурсов.

В 1942 году в США была сконструирована паросиловая установка для грузовиков и автобусов. Производительность котла 1,4 т пара в час при давлении 1000 кг/см². Это давление достигалось через одну-две минуты после включения зажигания.





"БУДУ ЛЮБИТЬ ВСЕГДА"

Анатолий Маркуша

(Продолжение. Начало в № 1 - 4 - 2005)

Мимо прошли какие-то лбы с оружием "магом". Музыка на показуху меня только злит. Я разменял гривенник на пять двушек и решил позвонить Лехе. Не очень хотелось ему звонить, но больше некому было. Леха сразу проявил чуткость. Как услышал, что я говорю с улицы, сразу позвал к себе.

Мы сидели с Лехой вдвоем, когда явился его отец. Пал Василич был заметно под градусом и не скрывал этого. Ему, видно, охота была поговорить, и он, ввалившись к нам в комнату, сразу начал:

- Большой пардон, студенты! Родитель несколько не в форме, не обессудьте: се ля ви, такова жизнь. Эпоха! Главное - сознавать...

Мне, привыкшему совсем к другому отцу, наблюдать Пал Василича было и неловко, и как-то совестно, хотя... и забавно тоже.

А он еще долго рассуждал на разные житейские темы и все повторял свою главную мысль: жить надо уметь!

Как уметь? А так: не обманешь - не продашь; не словчишь - не купишь. Если верить Пал Василичу, выходило, будто наиглавнейшее умение жить заключается в том, чтобы пролезать сквозь щель, сматываться через форточку, когда надо, завязываться в узел или, наоборот, вытягиваться в нитку.

Наконец он ушел. После него осталась завеса табачного дыма, пропитанная к тому же легким спиртовым духом. Довольно противная химия.

Мне не пришлось проситься на ночевку. Леха сам сказал: "Оставайся" - и достал из коридорного шкафа спальный мешок, резиновую надувную подушку. Он предложил разыграть: кому достанется длинная спичка, тот ляжет на диване, кому короткая - в спальнике на полу. Мне досталась короткая спичка.

Было жестковато, но спал я без сновидений. Проснулся рано. И сразу вспомнил: воскресенье! В школу идти не надо. Я еще полежал в мешке, делал вид, что сплю,- разговаривать не хотелось. Думалось обо всем сразу в ни о чем определенном.

Завтракали мы с Лехой вдвоем: родители его еще спали. Леха отвортил по пять шматков колбасы каждому, отрезал сыру, хлеба. Он старался и все спрашивал:

- Может, сметаны хочешь или творога? Потом вдруг предложил выпить, но я сказал:

- Не хочу.

Леха не стал уговаривать:

- Вообще-то правильно. Натощак - последнее дело.

Потом к Лехе притащился Сашка Лапочка. Увидел меня и прикинулся, будто рад до смерти. Или он не знал, что мою маму уже таскали в милицию, а меня там ждут, или притворился, это мне неизвестно.

Сашка сидел недолго, пошептался о чем-то с

Лехой на кухне, прокричал из коридора:

- Общий салют!

Воскресенье тянулось долго. Сначала мы занялись какой-то ерундой. Леха решил переделать фотоувеличитель. Для этого требовалось нарастить штангу, что-то подпилить и пригнуть: он хотел, чтобы фонарь подымался выше. Но скоро Лехе эта работа надоела, и он предложил:

- Прошвырнемся?

И мы отправились шляться. К нам присоединились Димка Аверкин, Галя Даманова, откуда ни возьмись подгрребла и Валька Сажина. Валька предложила навалиться на мороженое.

Потом мы забрели на малышовую площадку и долго выламывались друг перед другом, балансируя на бревне, на маленьких качелях. Почему-то много смеялись, хотя я не думаю, что кому-то было очень уж весело.

Как-то само собой получилось, что я снова ночевал у Лехи, и теперь спал на диване.

- Твоя очередь, - сказал Леха. - И не торгуйся.

Засыпая, я думал не о доме, как, наверное, следовало образцово-показательному беглому сыну, а о ребятах, с которыми проваландался весь вечер. Димка Аверкин - ничего парень, точно, не слабый мужик, а разговаривать с ним затруднительно: о чем ни начать, он все равно свернет на радио, электронику, будет лепить транзисторы на резисторы. Просто конец света!

Наверное, Димка меня полным дураком считает: я в этих делах - полнейшая тундра в двенадцать часов ночи, темнота.

Кстати, на этой почве у нас с отцом разногласие. Папа считает, что техника - начало всего в нашей жизни, он горой стоит за электронику, говорит, она будущее всех-всех людей.

Меня уже покачивала сонная зыбь, когда представилась Галя Даманова. На лицо она вполне: и глаза, и нос тонкий (не моя картошка!), а в остальном - детский скелетик. Я не удивляюсь, что Галка физкультуру прогуливает - кому охота костями сверкать? А вот Валька, Сажина Валька... Как настоящая тетка, мягкая такая... От нее всегда хорошо пахнет, или мыло душистым, или парфюмерией,- не пойму. Зря она только чуть что - смеется. Да как! Ржет! Люди мимо идут - вздрагивают! А смешного-то на самом деле ноль целых и ноль десятых...

Тут я булькнул, то есть заснул.

10. Когда Светка, старшая пионервожатая, заплыла на наш третий этаж, то разыскала меня и с вреднейшей улыбочкой сообщила:

- А тебя, Каретников, Матвей Семенович хочет видеть! И поручил мне доставить...

Я и не подумал, что директор обо мне сильно со-

скучился, что он зовет меня потрепаться за жизнь, ясно - будет втык. Так что "веселей запевай, запевала, эту песенку старых друзей..."

Накануне я пришел в школу без книжек. Не хотел заходить домой от Лехи - мать могла еще не уйти на работу. Что еще?

Матвей Семенович - нормальный мужик, без толку орать не станет, но приближаться к нему надо с осторожностью: директор - зверь всегда опасный! Ему что нужно: дисциплина и успеваемость, а иначе перед начальством скверный вид будет... Успеваемость и дисциплина - с него за все спрашивают! А нам... И тут я понял, что совершенно не могу определить, чего нам, то есть ребятам, больше всего охота. И пожалуйста, не улыбайтесь, а попробуйте коротко и толково ответить: что?

Конечно, Валька Сажина долго думать не будет: подай ей три кило шоколада, смолотит - и обалдеет от счастья. И Соне Крохиной, я думаю, картина тоже ясна: померла бы немка - и ничего больше не надо.

А если серьезно: что?

Шестиклассник - вроде еще не человек, скорее, он кандидат или абитуриент, как называют тех, кто только еще лезет в студенты. Нам полагается заглаживать всякую науку, воспитывать сознательность, укреплять и совершенствовать характер, чтобы... Внимание! Чтобы стать людьми. Спорь не спорь - деваться некуда: нам отведено время будущее! Ну, а я бы желал больше всего быть переведенным во время настоящее, чтобы другие не рассматривали меня сегодня как инфузорию или бесконечно малую величину, почти ноль. Пусть я и не вполне еще испеченная или выработанная личность, но все-таки не сырое тесто!

Гайдар в шестнадцать лет полком командовал.

Пушкин в свои пятнадцать такие стихи писал, что мало кому в пятьдесят удается. И душа у него как пылала!..

Тут лестница кончилась.

До директорского кабинета оставалось ровно шесть шагов. Я сказал: "Ни пуха ни пера!", сам себя послал к черту и постучал.

Матвей Семенович курил и смотрел хмуро. Он выдержал длинную паузу - это у него прием такой: помариновать человека! - а потом:

- Так где ты ночевал в последние дни, радость очей моих?

- Вне дома,- сказал я, стараясь держаться молотком.

- Нельзя ли узнать точнее?

- Можно, но не стоит, - кажется, мне даже удалось улыбнуться директору - понятно, саркастически улыбнуться...

- Причина? - спросил Дир и прикурил от старой сигареты новую.

- Не могу оставаться под родными сводами, когда меня незаслуженно оскорбляют.

- Интересно-интересно! А какими средствами тебя оскорбили под родными сводами, да еще незаслуженно?

- Примитивно, по морде... Сначала раз, потом - два.

- Просто так или все-таки за что-то, а?

- Ну-у, не совсем без причины, только не вполне за дело, если по большому счету...

- Крутишь! А ведомо ли тебе, что в армейских уставах черным по белому записано: строгость взыскания обжалованию не подлежит? Улавливаешь - с т р о г о с т ь! Это на будущее. А почему ты в милиции не был?

"Та-ак...- подумал я. - И про милицию знает. Что только до него дошло? Как бы ребят не впутать".

- Стремился, Матвей Семенович, но не получилось. Как бы сказать... Ноги не дошли. А душой я летел... Не думайте - я от милиции не прячусь: моя милиция меня бережет! Все понимаю.

- Нет, Каретников, не понимаешь. Дома не ночуешь, по вызову не являешься - значит, прячешься. Мне капитан Смирнов звонит, справляется, жив ли ты, здоров ли, просит найти, - директор замолчал.

Я, понятно, тоже вылезать не стал, жду.

- Молчишь? Правильно! Сказать тебе совершенно нечего. Отец сейчас где?

- Должно быть, на подъезде к Праге.

- Понятно! Выходит, к капитану Смирнову мне тебя вести, а потом провожать домой?

Я было хотел сказать, что могу сам, но Дир не дал:

- Помолчи, ишак! Ты бы лучше обратил внимание, я не спросил: почему милиция о тебе вздыхает, что ты натворил? Почему не поинтересовался? Как считаешь, Вундеркинд?... Полагаю, Кирилл Каретников с прилавка не украдет, человека не зарежет, вообще большой подлости не совершит... Глупостей напороть, в амбицию ввалиться - это сколько угодно, это препожалуйста! Теперь вопрос. Совет, помощь мои требуются?

- Спасибо,- сказал я и, кажется, даже поклонился, как в кино.

- Спасибо, да? - Дир ехидно улыбнулся: - Или спасибо, нет?

- Спасибо нет.

- Ну, как знаешь... Ступай в милицию. Сейчас ступай. Капитан Смирнов ждет. Что мне сказать матери? Она просила позвонить ей на работу, Кирилл, как только станет что-нибудь известно.

- Скажите... жив, в порядке.

- Ночевать домой явишься?

- Я сам ей на работу позвоню, Матвей Семенович, так что спасибо.

- За что спасибо?

- Ну как... Не орали, разговаривали, как с человеком... Значит, получается, что спасибо вам за терпение.

И тут Дир неожиданно подмигнул мне я объявил голосом циркового:

- Всегда пожалуйста, с нашим категорическим приветом! А теперь исчезни! Брысь!

Что доказывать, директорский кабинет - не самое лучшее место на белом свете. Виноват ты или не виноват, а идти туда всегда не охота. У меня еще и особая причина есть: воспоминания третьего класса.

Тогда Фаина засекала меня на уроке я спросила, чем я занимаюсь под партой. А я и правда занимался: гонял шарик в коробочке-лабиринте. Игрушка была не моя - Димкина. Я испугался: а ну-ка отберет - с нее сдастся! И сказал:

- Ничем я не занимаюсь.

- Еще и обманываешь?! Хорош! - Она говорила я придвигалась все ближе. - Вынь руки из карманов! Ну, кому сказано?



Так где ты ночевал в последние дни, радость очей моих?

Притиснув колено к колену, прижав локти к бокам, подбородок - к груди, я весь сжался и молчал. Слышал, как сердце колотит в ребра - часто-часто, вроде взбесившийся будильник.

- Долго мне ждать? Показывай, что в карманах! - И жирная короткопалая рука протянулась к моему локтю.

Мне сделалось сразу жарко. И еще страшно, противно тоже. Совершенно машинально я сделал попытку отступить, отпрянуть и... уперся в холодную стенку спиной. Стенка была краем всему. Безнадёжностью! И тут, дрожа всем телом, я с великим трудом выговорил не языком деже, не губами, а пульсирующим горлом:

- У-ку-шу!

Сразу сделалось совершенно тихо. Ноль этих... децибелл.

- К директору! Моментально! Объяснишь ему... - Как ни странно, эти слова Фанька произнесла совершенно нормальным голосом, старательно, как директор.

Расстояние, отделявшее директорский кабинет от нашего класса, я преодолел не помню уж как. Остались в памяти только шесть последних шагов по лестничной площадке. Потом я лопотал:

- Фаина Исааковна... меня к вам... и велела... чтобы я...

Сперва директор смотрел на меня с нескрываемым изумлением. Я же видел его здоровенные, как тыквенные семечки, зубы, робел и путался еще больше.

- Успокойся, - сказал наконец директор, - сядь на диванчик, немного отдохни, а после мы поговорим.

На диване я сидел долго и от нечего делать разглядывал кабинет. Серовато-желтые стены были увешаны черными полками для книг. Книг было не очень много. Некоторые стояли торчком, а другие - те, что были потоньше, - валялись. Еще на одну полку затесались часы. Они все время показывали четверть второго. И был там спортивный кубок, блок сигарет, маленький глобус на сломанной подставке, а еще трубки бумаги - наверное, свернутые карты или плакаты.

На столе у Дира творилось тоже черт знает что: книги, разные тетрадки, газеты и журналы, две здоровенные, полные окурков пепельницы, пустой стакан с присохшим к ложке куском лимона. А еще - красный телефон. Странно, только такой замечательный беспорядок на столе меня как-то успокоил. Подумал: "А может, пронесет?"

Пока ничего страшного не было. Дир разговаривал по телефону, меня не трогал. От стола летели слова: "Болер... Сгон..." Дир спрашивал: "А кто будет прессовать?" Я ничего не понимал.

Потом в кабинете появился расстроенный учитель физкультуры Мурад Саидович. И Дир спросил у него, как все произошло. Мурад Саидович стал говорить, что кто-то из седьмого "Б" самовольно отпер зал. Ребята стали лазать по снарядам. Губер зацепился за оттяжку брючиной и упал...

- Перелом? - тревожно спросил Дир.

- Похоже, вывих, - сказал Мурад Саидович.

- Также плохо, но все-таки легче. - Дир опять прикурив сигарету от старой сигареты. - Все это, Мурад Саидович, в письменном виде мне к концу дня прошу положить на стол.

Он снова взялся за телефон, а я сидел.

Громко топая каблуками, в кабинет, можно сказать, вбежала тетя Клава, буфетчица.

- Что ж это такое, Матвей Семенович! Опять сахар покрали! Насыпала тарелку с верхом, культурненько ложечку воткнула - пользуетесь, пожалуйста! На здоровье, детки. Не успела отвернуться - нет! Ни сахара, ни тарелки. Стаканов тоже нет. Это же хулиганство!

Она, я думаю, говорила бы еще, но Дир остановил тетю Клаву и стал ей толковать, что школа и он лично смотреть за ее стаканами, тарелками и прочим имуществом не будет. За чистотой - да, за порядком - обязательно, за уплатой денег на завтраки - тоже, а вот сторожить - нет.

Тетя Клава не успокоилась и начала все сначала.

Но директор - молодец! - не поддавался...

А я все сидел на диванчике. Времени прошло уже много. Мне захотелось есть, кое-куда тоже надо было бы выйти, но я боялся напоминать о себе.

После тети Клавы приперлась Светка.

Она важно очень разложила перед Диром какие-то свои бумажки и хотела, я так думаю, начать объяснять, что в них написано, но Матвей Семенович - молоток! - сделал рукой: стоп! И велел ей сходить выяснить, как чувствует себя тот парень, вывихнувшийся в зале.

В кабинет Дира, пыхтя, как паровоз, протиснулся Роман Абрамович. Труд и завхоз. В руках у него были две здоровенные авоськи, полные ярких коробок. Ему было тяжело: лицо Романа Абрамовича сделалось красным, плечи сильно оттянулись вниз.

- Вот, Матвей Семенович, полюбуйся! Дали на квартал! Это как - возможно? Лестницы моею? Моем! Туалеты моею? Моем! Вестибюль моею? Моем! И пожалуйста, на все про все - вот! Фармазонство какое-то, мимикрия фактически...

- Вам надо отдохнуть, Роман Абрамович, - сказал Дир, внимательно взглянув и что-то увидев в лице огорченного завхоза. - Не расстраивайтесь. Все-все-все. Пока идите, все...

А я сидел. О чем-то, конечно, думал, соображал что-то, только уже не помню, о чем именно были мысли. Потом меня закачало, чуть-чуть стало трясти, и откуда-то издали донеслось:

- Отдохнул, Каретников?

Глаза мои открылись. Оказалось, я лежу на диванчике, а надо мной возвышается, уходит, как мне показалось, к самому потолку Дир. Там, в вышине, желтеют его здоровенные зубы. Только теперь его прокуренные зубы не пугали. Ну большие, бывает.

- Отдохнул? - снова спросил Дир. - Беги домой - уроки кончились.

(Продолжение в следующем номере).



К директору! Моментально! Объяснишь ему...


ПАМЯТИ Анатолия Марковича Маркуши



В последний раз он поднялся в небо, когда ему было за восемьдесят. Эту возможность ему подарили на день рождения. Встреча со старым другом По-2 - лучшего подарка летчику и писателю Анатолию Маркуше не могло быть.

Анатолий Маркович Маркуша родился 20 июня 1921 г. "Интересоваться самолетами я начал в 13-14, летать - в неполных 17, в аэроклубе", - рассказывал он сам. Борисоглебскую школу пилотов окончил 19 июня 1941 г. В годы войны воевал на Карельском фронте, когда наступило мирное время попал в первый набор школы летчиков-испытателей. В его летную книжку вписаны почти все типы самолетов, существовавших в годы его летной работы.

В 1955 г. полеты пришлось оставить, но в авиации он остался до конца жизни. Теперь он ей служил писательским пером. Первая его книга вышла в 1957 г. С тех пор он написал более ста книг. Переведенные на многие языки, изданные тиражом более 15 миллионов экземпляров, его книги заняли места на полках рядом с изданиями Экзюпери, Ричарда Баха и других замечательных летчиков-писателей. Маркуша писал о том, что любил. А любил он более всего славное воздушное братство и небо. "Нет", "Вам - взлет!", "33 ступеньки в небо" и многие другие его книги вели людей в авиацию.

На его письменном столе лежит первая страница новой повести, которой не суждено увидеть свет... 30 августа Анатолий Маркович ушел из жизни. Но остались его книги и, услышав их зов, в небо поднимется еще не одно поколение новых авиаторов. Говорят, человек жив, пока его помнят. Анатолия Маркушу мы будем помнить всегда. 

А.И. Алешин, А.И. Бажанов, А.А. Воинов, О.Г. Ганович, А.Ю. Гарнаев, О.К. Громова, В.Г. Дейнека, П.С. Дейнекин, Л.Я. Зайцева, А.Н. Квочур, А.Б. Лигерман, А.И. Малюков, Д.А. Морозов, М.М. Опарин, В.И. Осадчий, В.Е. Павлов, И.В. Пейда, В.А. Пономаренко, А.Е. Рекемчук, В.Н. Романов, А.В. Рудых, Г.М. Садовников, М.П. Симонов, В.С. Смирнов, В.А. Тюшин, Г. Хагена, В.И. Цугарев, А.Н. Чернов.

ПАМЯТИ СТАРШЕГО ТОВАРИЩА

Я ДУМАЮ - МОЕ ДЕЛО

Я думаю - мое дело рисовать. Это так, и подтверждение тому более сорока книг, проиллюстрированных за 10 лет в свободное от работы время. Хобби? Нет, не то слово, не русское и не мое. Увлечение? - Да. И, пожалуй, образ жизни, который начался и неожиданно и закономерно... со встречи с Анатолием Марковичем Маркушей.

...Но сейчас надо писать, друзья попросили, потому что этот замечательный человек ушел из жизни, ушел в последний полет.

Анатолий Маркуша - для многих и многих писатель из детства. Для "воздушного братства" - человек, позвавший в небо, летчик-испытатель, заразивший нас любовью к авиации. Для меня - еще и мудрый старший товарищ, с которым я имел честь и счастье познакомиться и за эти десять лет, благодаря общей работе и заботе, сошелся близко. А забота и тогда и сейчас простая. Я бы сказал, для меня почетная - иллюстрировать, да еще найти способ (а чаще деньги) для издания хороших книг.

Писать так, как умел Анатолий Маркович, - дар редчайший. Попробовать измерить им созданное количеством книг (а только изданных более сотни на 19 языках, общим тиражом за 15 миллионов экземпляров), было бы сказать далеко не всю правду. Каждая его книга - шедевр. Большой или маленький, но шедевр, сотканный из правды и мудрости. Я не редактор и тем более не критик, чтобы разбирать достоинства, недостатки, писать о книгах. Скажу так - эти Книги надо читать. Для авиаторов моего поколения названия "Нет", "Вам - взлет!", "33 ступеньки в небо", "Дайте курс" звучат паролем. Проверьте, не пожалеете.

Я постараюсь рассказать о том, что знаю хорошо. Как проходили встречи с новыми и старыми друзьями дома Маркуши, встречи-беседы, деловые и не очень, а иногда и встречи-исповеди. Все было просто, а если человек оказывался, что называется - "наш", то и душевно.

Приглушенный свет в большой, высокой комнате. Диван у окна, куда после "церемонии" приветствия или знакомства усажива-

КРОКУС ЭКСПО

Международный выставочный центр

 CROCUS EXPO

International Exhibition Center



РОСАВИАЭКСПО

7 – 10 февраля 2006 года

7 – 10 february 2006

**3-я Международная
специализированная
выставка гражданской
авиации**

РосАвиаЭкспо

**3-d International
Specialized Exhibition
RosAviaExpo**

МВЦ «Крокус Экспо», 65 - 66 км Московской
кольцевой автомобильной дороги
Тел./факс: +7 (095) 727-25-82
E-mail: skr@crocus-off.ru
<http://www.rosaviaexpo.ru>. <http://www.crocus-expo.ru>

IEC "Crocus Expo", 65-66 km. of Moscow City Ring
Tel./fax: +7(095) 727-25-82
E-mail: skr@crocus-off.ru
<http://www.rosaviaexpo.ru>. <http://www.crocus-expo.ru>

BT XXI 2006

МИР ВЫСОКИХ ТЕХНОЛОГИЙ



www.vt21.ru

Приглашаем к участию



МОСКВА-2006

VII Международный форум

ВЫСОКИЕ ТЕХНОЛОГИИ HIGH TECHNOLOGY OF XXI ВЕКА

Москва, 24-27 апреля 2006

Выставочный комплекс ЗАО «Экспоцентр»
на Красной Пресне

- Международная выставка «BT XXI-2006»
- Международная конференция «Высокие технологии - стратегия XXI века»
- Конкурсная программа

При поддержке:

Правительства
России



Правительства
Москвы



Министерство
промышленности
и энергетики РФ

Организаторы:

Департамент науки
и промышленной политики
города Москвы

ЗАО
«ЭКСПОЦЕНТР»

ОАО «ЭКОС»:
Тел.: (095) 331-05-01, 332-35-95;
Факс: (095) 331-05-11, 331-09-00;
E-mail: vt21@vt21.ru



Форум проводится под патронажем Торгово-промышленной палаты Российской Федерации



Уважаемые коллеги!

Не лишне, полагаем, еще раз напомнить, что год 2005 кончается, а следующий год - год, предшествующий столетию нашего любимого "Двигателя". За открытие какого-то факта мы благодарны как сотрудникам Центральной политехнической библиотеки Политехнического же музея, подаривших нам это знание, так и нашим коллегам - авторам и издателям журнала начала XX века.

Продолжаем знакомить Вас, уважаемые читатели с трудами наших предшественников и родоначальников. Как и обещали: ни сокращений, ни правок стиля не допускаем. Статья этого номера продолжает рассмотрение актуальной 100 лет назад темы - автомобильных клапанов.

С совершенным почтением. Ваши издатели журнала "Двигатель"

"Двигатель" № 2-3
за 1911 г.

Сравнительные преимущества различных систем клапанов в автомобильных двигателях.

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ПРЕИМУЩЕСТВА РАЗЛИЧНЫХ СИСТЕМ КЛАПАНОВ В АВТОМОБИЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

Инженер Б. Лобачь-Жученко

Продолжение. Начало в "Двигатель" №4 за 2005 г.

Отдельные цилиндрические краны для впуска и выпуска

Подобная конструкция изображена на фиг. 21; применение ее к выпуску, по крайней мере без охлаждения, как в данном случае, вряд ли дает хорошие результаты. С другой стороны диаметр каждого из кранов может быть сделан меньше, чем при двойном кране (фиг. 20) - одним внутри другого, благодаря чему получается меньшая окружная скорость.

шить продолжительность периода впуска.

Кроме стеснения газа при проходе его сквозь пробку крана, последняя у выпускных кранов подвергается настолько сильному нагреванию от продуктов горения, что часто делают сверху цилиндра добавочные окна для выпуска. Такое устройство может быть применено и на конструкции, указанной на фиг. 23, которую можно считать наилучшей из систем с отдельными кранами для впуска и выпуска. Как видно из рисунка, пробка выпускного крана представляет собой собственно вращающийся простой золотник или полулунную задвижку, периодически сообщаящую цилиндр с выпускным пролетом.

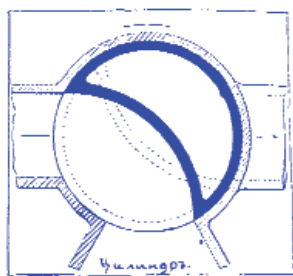
Общий вывод относительно вращающихся клапанов и кранов

Из сделанного подробного рассмотрения различных распределительных органов двигателей нельзя не прийти к заключению, что вращающиеся клапаны и краны обладают значительными преимуществами перед обычными цилиндрическими клапанами в отношении величины и характера открытия окон. Конические клапаны могут употребляться вместо цилиндрических, но применение их мало меняет дело, а уход за их гнездами требует большего, чем у цилиндрических клапанов.

В общем, на выбор системы клапанов и их привода влияет много причин, и не всегда можно довольствоваться одним стремлением к простоте устройства; так например, при устройстве клапанов или кранов в крышке цилиндра, надлежит также позаботиться и о наилучшей форме камеры сгорания.

У двигателей с несколькими цилиндрами весьма сложные системы вращающихся клапанов могут найти себе оправдание, так как будут иметь один общий привод (например, продольный вал с несколькими бесконечными винтами или цилиндрическими шестернями) для вращения. Можно также передавать вращение от привода лишь одному клапану, а от него уже будут получать вращение все остальные.

Иногда в стремлении к простоте оставляют один клапан,



Фиг. 18. Вращающийся золотник.

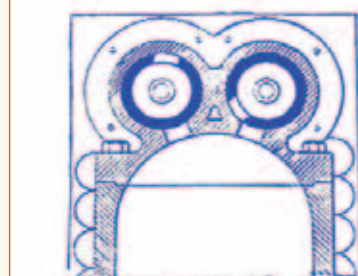
Что касается площади окон, то для цилиндра 5" диаметром, с кранами, работающими с половинной против коленчатого вала скоростью, при высоте кранового пролета = 4" и диаметром крана = 2", то площадь впускного окна будет:

$$S = \pi * 52,5 / 36,0 * 2,4 = 3,65 \text{ кв. дюйма.}$$

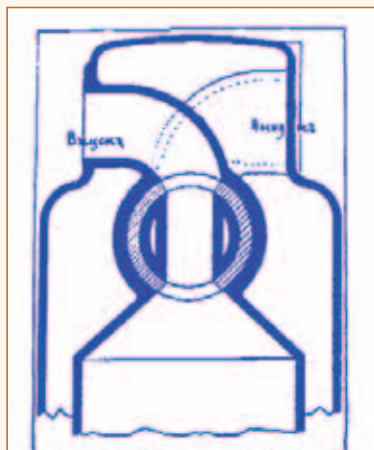
Та же самая площадь получается при двойном кране и четвертной скорости вращения; половина этой площади получается при простом золотнике (фиг. 18), вращающемся также с четвертной скоростью.

Фиг. 22 изображает распределение, с двумя кранами, аналогичное крановому распределению паровых машин; у него площадь впускного окна всего 1,83 кв. дюйма, но результаты получаются хуже, чем у других двигателей, у которых окна больше и шире.

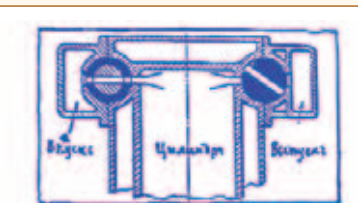
Если краны, кроме выполнения периодов газораспределения, служат в то же время как бы каналами, подводящими карбюрированную смесь и отводящими продукты горения, как на фиг. 21, в таком случае площадь окон можно делать еще больше, например, у 2-х дюймового крана 7,3 квадратных дюйма; такой кран с площадью окна в 37% площади поршня дает очень спокойный поток газа при выходе из цилиндра; но внутри крана течение газа будет стеснено, ибо при внутреннем диаметре крана = 1 3/4" площадь поперечного сечения для прохода газа внутри крана будет составлять всего 2,4 кв. дюйма. Итак мы видим, что большая площадь окон крана в данном случае является излишней, хотя с другой стороны она позволяет умень-



Фиг. 21. Распределение цилиндрических кранов.



Фиг. 20. Двойной распределительный кран.

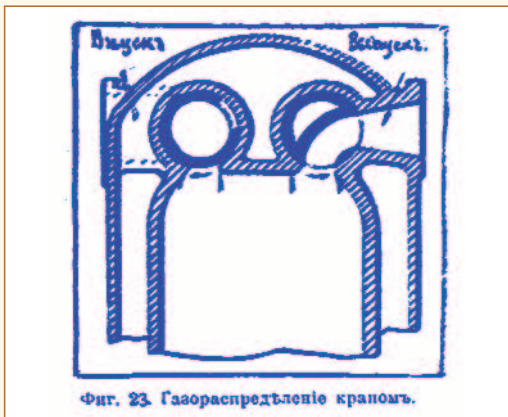


Фиг. 22. Распределение цилиндрических кранов.

конструкции, как на фиг. 18, работающий же сразу на два цилиндра, помещая его между ними. Но подобное крайнее упрощение нельзя одобрить.

Перемена хода двигателя

Перемена направления вращения двигателей с вращающимися клапанами (кранами), легко может быть достигнута переменной вращения клапанов или же заменой периода впуска выпуском и наоборот, что может быть достигнуто вспомогательным золотником, клапаном или краном, помещенным между впускным клапаном и впускным окном цилиндра.

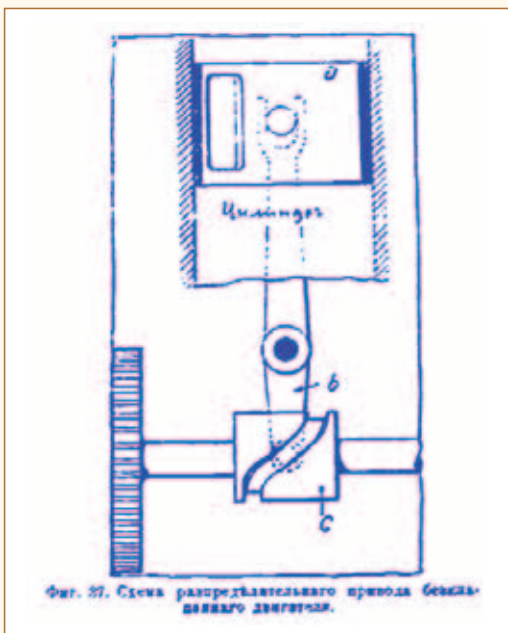


Фиг. 22. Газораспределение краном.

Внутренний кран, помещенный внутри впускного (на фиг. 22), именно и служит для этой цели, во время работы двигателя он не вращается, но поворачиванием его вручную можно регулировать и менять периоды газораспределения.

Прямолинейно-возвратное движение клапанов и золотников от качательного механизма

Все описанные до сих пор устройства вращающихся клапанов, золотников и кранов могут также вместо вращательного движения иметь прямолинейно-возвратное движение, получая его от соответствующего передаточного механизма, движущегося качательно. При этом, если употребляются простые клапана, то регулировка моментов распределения может быть получена только при неравномерном движении клапана после получения движения от валика с кулачными шайбами, это необходимо, потому что время от конца впуска до начала выпуска гораздо больше, чем от конца выпуска до начала впуска.



Фиг. 27. Схема распределительного привода безклапанного двигателя.

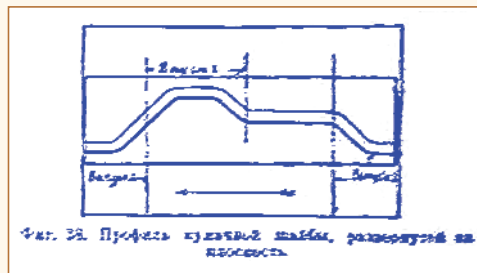
Двойные клапана и двойные золотники могут получать более равномерное движение от эксцентриков, кривошипов и т. д.

На фиг. 37 дана схема распределительного привода бесклапанного двигателя. Здесь, на вспомогательном валике, имеется муфта С, в ней паз, сделанный по винтовой линии; в этот паз входит палец тяги, передающей движение золотниковой втулке А.

При этом устройстве максимальное отверстие для впуска получает равное 3 кв. дюймам. Что касается диаграммы открытия, то она будет зависеть от формы кулачковой шайбы, в данном случае - муфты с винтовым пазом.

Движение пальца привода по этому пазу с боковым перемещением его в одной плоскости, без бокового перемещения, но по поверхности кулачной шайбы переменного профиля. Профиль такой "фиктивной" кулачной шайбы, развернутой на плоскость, представлен на фиг. 38.

На этой диаграмме ясно представлены части профиля, соответствующие впуску и выпуску. Мы раньше уже видели, что открытие клапана меняется в зависимости от движения кулачной шайбы, но максимальное открытие клапана остается неизменным в течении известного периода времени. Если открытие клапана увеличивается и уменьшается в том же самом отношении, диаграмма открытия дает симметричную трапецию, ограниченную плавной кривой. Площадь наибольшего открытия остается постоянной после угла поворота шатуна на 50°.



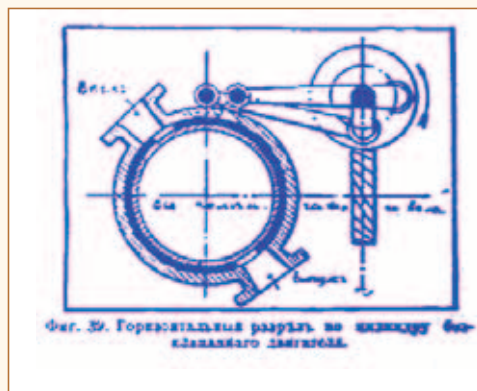
Фиг. 38. Профиль кулачной шайбы, развернутой на плоскость.

Эту систему можно считать практически довольно благоприятной, хотя здесь мы будем иметь дело с оседанием клапана от изнашивания сочленений его привода.

На фиг. 39 показан горизонтальный разрез через цилиндр с двумя золотниковыми втулками, приводимыми в движение от двух тяг, сочленяющихся другими концами с пальцами на окружности горизонтального диска О. Этот диск в свою очередь получает вращение посредством пары шестерен с косыми зубьями от коленчатого вала двигателя. Радиус окружности, описываемой каждым пальцем - 1 1/2 дюйма, причем палец, приводящий в движение внешнюю золотниковую втулку, идет на 75° впереди другого пальца.

Наибольшее открытие окна по окружности внутренней втулки 15"/16", что дает площадь открытия 2,625 кв. дюйма.

Диаграммы открытия клапанов указывают на то, что считаемое быстрым открытие клапанов или золотников при прямолинейно-возвратном их движении, происходит медленнее, чем при вращательном, двойные золотники на диаграмме дают площадь открытия, мало отличающуюся от площади сквозных двойных клапанов.



Фиг. 39. Горизонтальный разрез по цилиндру безклапанного двигателя.

Итак, мы имеем три системы привода распределительных органов двигателя, а именно: 1) прямолинейно-возвратное движение от распределительного вала и кулачных шайб или эксцентриков; 2) прямолинейно-возвратное движение от передаточного механизма, движущегося качательно и получающего движение непосредственно от коленчатого вала; 3) вращательное движение от зубчатого привода.

Сравнивая вторую систему с первой, видим, что она обладает преимуществом более простого устройства, но оседание (при вертикальном двигателе) органов распределения, вследствие изнашивания сочленений привода здесь не устранено.

При вращательном же движении, изнашивание частей зубчатого привода не может иметь никакого влияния на относительное положение органов распределения.

(Продолжение в следующем номере).

[Подготовка к печати - Андрей Червяков, к.т.н.]



Павел Серебrenицкий,
Балтийский государственный технический университет “Военмех” им. Д.Ф. Устинова

Еще немного о приводах электроэрозионных станков

Внедрение в практику производства ЭЭ станков с линейными двигателями (ЛД) показало их несомненные преимущества [4] перед ЭЭ станками с традиционным приводом, обязательным элементом которых является шаровинтовая пара (ШВП). Но как всегда бывает, внедрение нового вызывает вопросы, требования доказательств преимуществ, хотя с ЛД, думается, достаточно все ясно и так. Однако, еще раз кратко сравним два типа приводов в ЭЭ станках, поскольку для сторонников приводов с ШВП (и для закоренелых скептиков) определенной загадкой является удивительные (для этой категории лиц) факторы ЭЭ станков с ЛД - значительно большая производительность, чем у станков с ШВП-приводом (часто на 100 - 200 процентов!), достижение большей точности за короткое время, резкое сокращение расходных материалов, более простое обслуживание оборудования и др.

Известно, что особо важными характеристиками ЭЭ оборудования являются точность хода привода, быстродействие привода, минимальная зона нечувствительности при реверсе, поскольку уже давно доказано [1, 2, 9], что производительность ЭЭ станка и достигаемая точность (особенно за данное время) непосредственно определяется точностью, с которой привода станков (системы станков) выдерживают в процессе работы станка МЕЖЭЛЕКТРОДНЫЙ ЗАЗОР (МЭЗ).

Попробуем разобраться с приводами, встав на точку зрения законов физики и логики. Рассмотрим привода с ЛД и с ШВП по некоторым параметрам [см. также 3]. Для рассмотрения примем простейший привод с ШВП (рисунок 1), используемый в целом ряде ЭЭ станков ряда фирм, и типовой привод с ЛД (рисунок 2).

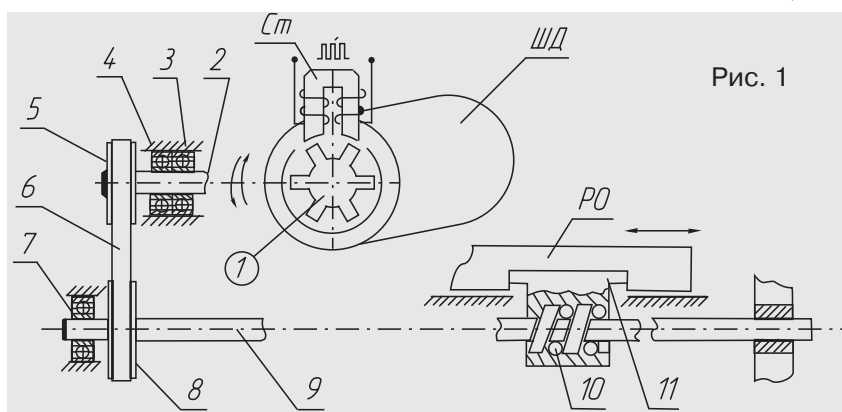


Рис. 1

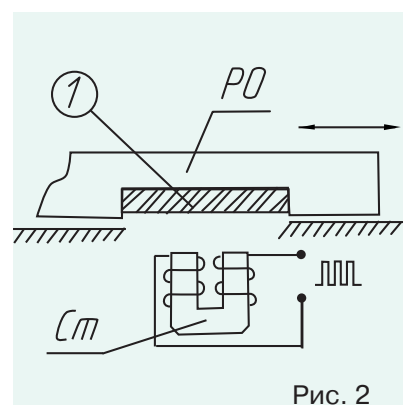


Рис. 2

Количество и качество элементов для передачи движения на рабочий орган (РО)

Ротор, муфта, вал, подшипники, шкив, ремень, 2-й шкив, винт, шарик, гайка. Сложная металлоемкая конструкция, особо высокая точность в изготовлении ходовых винтов и других элементов, наличие погрешностей в шаге винтов и суммарной погрешности по шагу, наличие погрешностей в шаге резьбы гайки, после изготовления отдельных элементов требуется их сборка в единый привод, сложный монтаж на станке, жесткие требования по соосности осей винта и гайки, отладка, проверка суммарной погрешности для попыток дальнейших компенсаций, организация систем смазки и др.

Отсутствуют.

Парадоксально, но факт: в приводе отсутствуют передающие элементы. Есть только постоянные магниты плоского ротора, являющиеся составной частью РО.

Передача энергии на РО (физика взаимодействия различных элементов при передаче энергии)

От электромагнитного поля статора ШД на ротор, через вал ротора ШД на шкив, на ремень, на шкив, на ходовой винт, шарик гайки, на гайку и на РО. Сложная передача энергии: вращающееся магнитное поле статора превращается в механическое вращательное движение ротора, который через целый ряд физических элементов передает энергию на РО и при этом трансформирует свое вращательное движение в поступательное движение РО. Потери энергии неизбежны и значительны.

От электромагнитного поля статора на постоянные магниты РО без передаточных элементов, то есть непосредственно. Потери энергии минимальны.

Температурные деформации элементов привода (физика твердого тела)

Все многочисленные элементы привода подвержены температурным деформациям (особенно, валы, винты), что существенно и отрицательно влияет на точностные характеристики в работе привода и на точность обработки.

Возможные температурные деформации постоянных магнитов на работу привода не влияют.

Обязательные зоны для смазки (эксплуатация)

Подшипники ротора ШД, подшипники винта, зона шаровинтовой пары. Временные и финансовые затраты.

Отсутствуют, поскольку нет передающих элементов.

Основные зоны загрязнения элементов привода (характеристика простоты очистки в период эксплуатации привода)

Подшипники вала ротора ШД (сложно), подшипники ходового винта (сложно), шаровинтовая пара-гайка (очень сложно). Временные и финансовые затраты.

Зона зазора между плоскостями плоского статора и плоского ротора (просто).

Трение в элементах привода (триботехника)

Подшипники ротора ШД, ременная передача, подшипники ходового винта, в шаровинтовой паре. При взаимодействиях элементов привода трение имеет различный характер, меняется при изменении характера движения (от трения покоя до трения движения), зависит от износа элементов привода, от характера и вида смазки, является основным фактором нагрева винтов, а, следовательно, их температурных деформаций, и др.

Особые неприятности доставляет трение в приводах с ШВП при движении рабочих органов (РО) на малых скоростях. Поскольку трение покоя значительно больше, чем трение установившегося движения, в момент начала движения (после команды от системы управления на перемещение РО) все элементы ШВП привода (валы, элементы редукторов и т.д.) упруго деформируются и выбираются все зазоры, которых в ШВП приводах предостаточно. Это приводит к тому, что команда на перемещение РО задана, а РО неподвижен, поскольку крутящий момент от включенного начального двигателя тратится на упругие деформации элементов ШВП привода и на выбор зазоров в нем. Далее начинает свое движение РО, но не плавно и равномерно, а скачком. После первого скачка весь привод с ШВП приходит в исходное состояние. Далее происходит тоже самое и устанавливается так называемое скачкообразное движение РО с амплитудой скачков, значительно превышающей заданные среднюю величину скорости и пути. Скачкообразное движение РО приводов с ШВП известно сравнительно давно, оно особенно характерно крупным станкам с заготовками большой массы и на заданных скоростях движения РО менее 10 - 12 мм/мин. Как вариант борьбы со скачками в движении РО является использование специальных антискачковых смазок. Однако, эти смазки не везде могут быть применены. Как, например, можно использовать такую смазку в приводах с ременными передачами. Неравномерность в движении рабочих органов, естественно, негативно сказывается и на работе ЭЭ станков с ШВП приводами [4].

Таким образом, *потери энергии на трение могут быть значительными, трение может быть основной причиной неравномерности в движении РО, особенно на малых скоростях, а также элементом, определяющим точность работы привода.*

Отсутствует, поскольку в приводе нет передающих элементов.

Упругие деформации элементов привода (сопротивление материалов)

Имеют место при работе привода в большинстве его элементов, особенно в элементах стержневого типа (валы, винты, шарики, ШВП-винт, гайка). Совместно с зазорами между элементами упругие деформации являются одной из основных причин в наличии у привода при реверсе **ЗОНЫ НЕЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ** (рисунок 3). При переменных нагрузках упругие деформации влияют на равномерность движения РО. Определяют скачки РО при малых скоростях движения, особенно после остановок, когда трение покоя изменяется на трение движения.

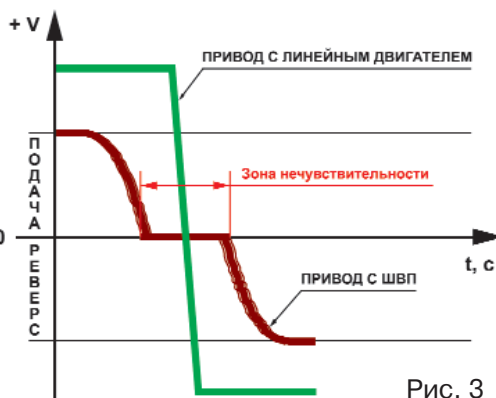


Рис. 3

Отсутствуют, поскольку в приводе нет передающих элементов.

Износ элементов привода (физика твердого тела)

Наибольший износ в процессе эксплуатации приводов имеют винты и элементы ШВП. Оказывает особенно большое отрицательное влияние на точностные характеристики в работе привода, на долговечность его работы, требует периодических работ по проверке точности работы привода и изменений в системе кор-рекции, при определенных износах элементов привода (особенно, винтов) ремонт практически невозможен, требуется замена на новый.

Отсутствует, поскольку в приводе нет передающих элементов.

Элементы привода, создающие инерционные нагрузки при ускорениях и реверсе (теоретическая механика)

Вращающийся ротор электромотора, вращающийся вал ротора, вращающиеся внутренние кольца подшипников вала, вращающийся шкив, масса перемещающегося ремня, вращающийся шкив, вращающиеся внутренние кольца подшипников винта, вращающийся ходовой винт, масса гайки и шариков в поступательном движении. Резко ограничены скорости и ускорения в движении РО, потери в производительности оборудования, в ряде технологических возможностей и др.

Масса магнитов плоского ротора на РО в поступательном движении как составная часть РО.

Непосредственные элементы привода для создания поступательного движения рабочему органу (РО)

Вращательное движение от двигателя трансформируется в поступательное движение РО посредством ШВП. Этот элемент имеет достаточно сложную конструкцию [5, 6, 7, 8], трудоемок в изготовлении: ходовые винты должны изготавливаться с особо высокой точностью, колебания рабочего диаметра резьбы винта необходимо выдерживать в жестких пределах на длине и по шагу резьбы, и тоже самое для гайки на ее длине и т.д. [5 и др.]. ШВП у привода является одним из главных источников погрешностей работы этих приводов (в дополнение к массе других) как из-за погрешностей геометрических параметров, так и из-за

температурных деформаций. Так, например, метровый стальной винт при нагреве всего на 1 градус увеличивается в длину на несколько мкм.

В общем случае циклические осевые смещения гайки (а, следовательно, и подаваемого элемента) неизбежны при движении РО на станках с приводами с ШВП не только при реверсе, но и в одном направлении. Это осевое смещение - случайное, не-программируемое, по ряду параметров практически некорректируемое. Оно вызывается рядом факторов, в частности, - зазором в соединении винт - гайка;

- погрешностью угла наклона винтовой линии;
- ошибка в шаге винта;
- ошибка в шаге винтовой линии гайки;
- колебаниями размеров используемых шариков, их износом;
- колебаниями упругих деформаций при контакте шариков с поверхностью винта;
- местные погрешности контактных поверхностей винта;
- разный характер износа винта по длине;
- изменение характера трения в соединении, возможное из-за различных факторов.

Геометрическая точность передач с ШВП регламентирована как отечественными стандартами, так и требованиями ISO 3408 (с классами IT1, IT3, IT5, IT7, IT10 по шагу винтов), и DIN 69051: классы 5, 10, 25, 50, 100, 200 [8]. Как видно из табл.1 и табл.2, погрешности по шагу Δ_{360} и накопленные погрешности Δ_p (погрешность на длину винта) велики даже для

самых точных передач. Но это неизбежность приводов с ШВП, с которой надо мириться. Следует отметить, что указанные величины относятся к новым передачам, для изношенных передач погрешности надо увеличить и значительно.

Конструкции ШВП достаточно сложны даже в простейшем варианте (см. рисунок 4): винт 1 охватывает двухрядная гайка 3, в винтовых канавках которых размещены шарики 2. Для обеспечения непрерывной циркуляции шариков концы рабочей части резьбы соединены возвратным каналом 4, как правило, размещаемом в корпусе гайки. Резьба винта и гайки, выполненная в виде канавок (желобов), по которым перемещаются шарики, может иметь различный профиль в сечении, перпендикулярном винтовой линии [5 и др.]. Наибольшее распространение в ШВП получил круглый двухточечный профиль. Он позволяет получить наименьшие контактные напряжения на рабочих винтовых поверхностях винта и гайки, а также меньшее число шариков [6, 7, 10].

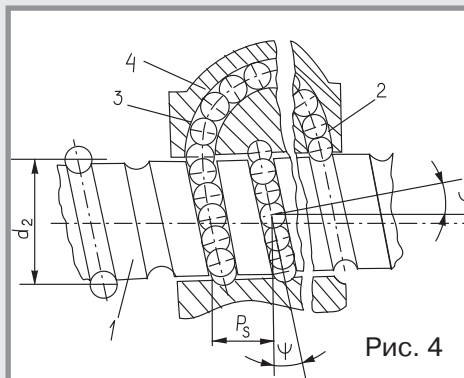


Рис. 4

Таблица 1. Допустимые отклонения (ISO 3408) шага (Δ_{360}) в пределах длины резьбы

Длина резьбы, мм		Допустимые отклонения Δ_{360} , МКМ				
От	до	IT1,	IT3,	IT5,	IT7,	IT10
0	300	6	12	23	52	
301	500	7	13	28	57	
501	630	7	14	29	62	
631	800	8	16	31	68	
801	1000	9	17	35	74	
1001	1250	10	19	39	82	
2001	2500	15	29	59	123	

Таблица 2. Точность передач по DIN 69051

Резьба	Класс точности	Накопленная погрешность шага Δ_p , МКМ, на длине винта, мм						
		300	600	900	1200	1500	2000	3000
Шлифованная	5	5	8	11	13	15	19	25
	10	10	16	22	26	31	38	50
	25	25	41	54	66	77	94	125
	50	50	81	108	132	154	189	250
Фрезерованная	25	15	50	75	100	125	167	250
	50	50	100	150	200	250	333	500
	100	100	200	300	400	500	666	1000
	200	200	400	600	800	1000	1330	2000

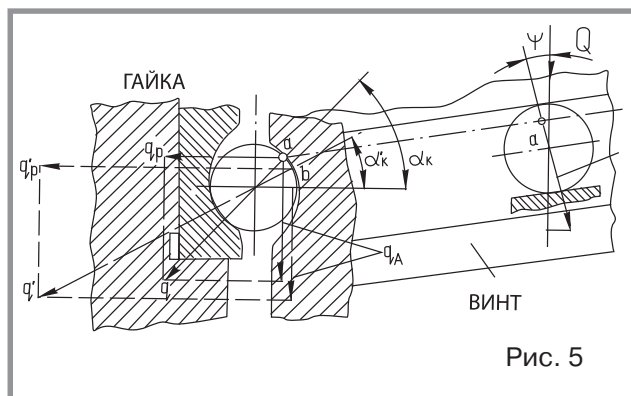


Рис. 5

РО будет рывками.

Указанный выше недостаток ШВП в определенной мере пытаются решить в, так называемых, беззазорных ШВП.

Передачи с ШВП бывают односторонние и двухсторонние, но принципиальная схема их работы, в общем, одинакова. В передаче при вращении винта (рисунок 5, б) усилие от профильной канавки через шарики передается на гайку, которой сообщается продольное перемещение. В односторонних передачах в случае реверса происходит переход шариков от одной стороны профиля канавки гайки к другому (рисунок 6), поэтому остановка движения гайки неизбежна в начальный период возвратного вращения винта. Необходим выбор зазора гайки (см. рис 6). Естественно, что если амплитуда возвратно - поступательных движения РО (гайка связана с РО) близка по величине переходному зазору в ШВП, то реверс в движении РО либо отсутствует, либо движение

У приводов с ЛД, рассмотренных выше, таких проблем нет, как и многих других, присущих приводам с ШВП.

Сложность проблемы привела к большому многообразию конструкций [5, 6, 7, 8], хотя принципиальная схема без зазорной ШВП достаточно проста (см. рисунок 7). Как правило, гайка в таких конструкциях состоит из двух половин 1 и 3, стянутых между собой винтами 4. Между половинами гайки располагают мерную прокладку 2. Размер прокладки подбирается так, чтобы шарики одной половины в гайке находились в контакте с одной стороной профиля канавки винта, а другой половины - с другой. Следовательно, передача усилий от винта при вращении его в одном направлении передается одной половине гайки, а при вращении в другом направлении - второй половине гайки. Таким образом, зазор, характерный для ШВП с односторонней гайкой, в определенной мере выбирается.

Однако, в ШВП с фиксированным поджимом шариков существуют большие проблемы с обеспечением требуемого натяга. Чрезмерный натяг может не позволить механизму функционировать, особенно если принять во внимание наличие у винта (и у гайки тоже) погрешностей в шаге винта. Если схематично принять поверхность гайки в виде плоскости без отклонений (см. рисунок 8, а), а колебания поверхности винта по шагу за один оборот винта в плюс или в минус (см. рисунок 8, б, в), то и в так называемой без зазорной ШВП для нормального функционирования передачи необходим зазор. Если предположить, что при данном диаметре шариков (их отклонения по размеру не превышают 1 мкм)

расстояние между поверхностями гайки и винта равно точно диаметру шарика, то при изменении шага винта в плюс от номинала (см. рис. 8, б) проход для шариков будет закрыт. При отклонении шага винта в минус (рис. 8, в) проход же шариков будет с зазором. Аналогичную схему можно представить и для ШВП с пошаговой системой регулирования натяга. Таким образом, даже в двухсторонних ШВП с жесткой регулировкой для нормального функционирования обязателен зазор, который и определит люфт ШВП при реверсе.

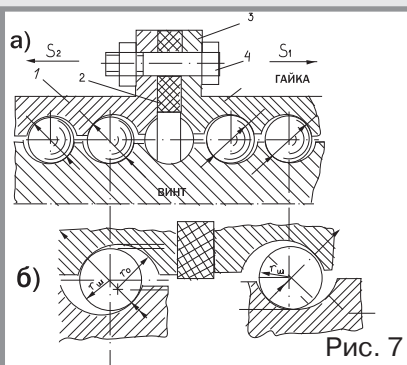


Рис. 7

Естественно, в период эксплуатации ШВП зазор между винтом и гайкой из-за износа канавок винта и гайки будет увеличиваться, поэтому передача ШВП требует постоянного надзора и периодических регулировок. Имеются конструкции ШВП, в которых выбор осевых зазоров производится с помощью пружин или других упругих элементов (схема рисунок 9). В этих конструкциях половинки гайки поджимаются в осевом направлении.

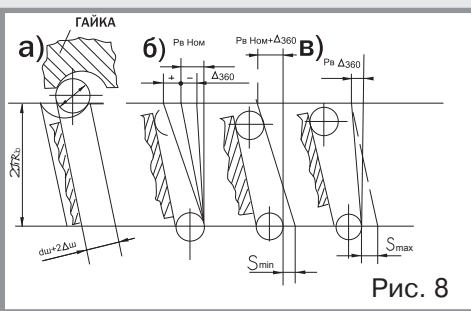


Рис. 8

Осуществляется непрерывный поджим шариков к профилю винта и обеспечивается постоянный контакт между шариками и профилями дорожек гайки и винта.

Естественно, такие ШВП имеют повышенную сложность, а, следовательно, и стоимость. К тому же обязательно ограничение привода по осевому усилию, которое не должно превышать усилие пружины (упругого элемента). В процессе работы привода вполне возможны также смещение гайки и рабочего органа (РО) в пределах того же зазора в ШВП из-за упругих деформаций нажимного элемента. Указанное произойдет, например, при резкой остановке привода (начало реверса) из-за воздействия на гайку сил инерции, определенных массой РО с заготовкой и ускорением. Это определяет ограничения привода с указанными ШВП и по возможным ускорениям.

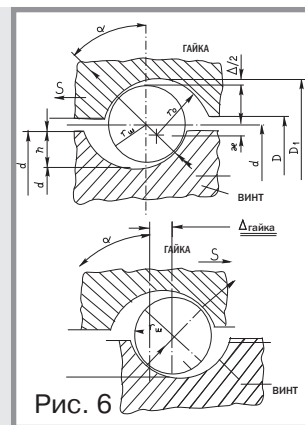


Рис. 6

В ШВП с предварительным натягом в соединении винт-гайка за счет увеличения диаметров шариков, в принципе, зазор отсутствует, но только в состоянии покоя. При любой нагрузке из-за деформаций элементов зазор появляется. Только в начальный период эксплуатации привода, и то для тех приводов, погрешности винтов которых по шагу исключительно малы, зазор мал. Но ШВП с преднатягом резко увеличивают трение в соединении, что негативно сказывается на равномерности движения РО. К тому же при работе увеличивается интенсивность износа такого привода, сокращая его "безмятежный" беззазорный период. Но ведь в приводах с ШВП и без зазоров в соединении винт-гайка проблем предостаточно (см. текст выше).

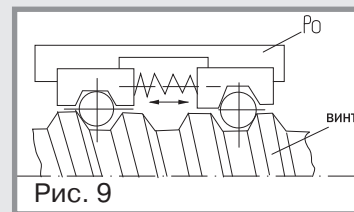


Рис. 9



Привод с ШВП и ременным редуктором швейцарского ЭЭ станка

Приведенная выше информация, естественно, может быть уточнена массой расчетов. Но такие расчеты все равно не изменят принципиально общей картины. Все дело в том, что практика для приводов с ШВП для ЭЭ оборудования выглядит еще печальнее. Вот пример измерений точности двух ЭЭ координатно-прошивочных станков с помощью измерительной системы "боллбар" фирмы "Ренишоу" (Renishaw QC10 ballbar). На окружности диаметром 200 мм станок с преднатянутыми ШВП-

приводами (условно, станок "М") после года работы показывает погрешности 16 мкм(!). Станок с линейными приводами (условно, станок "С") после 5 лет интенсивной эксплуатации на акой же окружности показывает погрешности всего в 5 - 6 мкм.

Краткий анализ приводов с ШВП показывает, что такие привода физически ограничены в своих возможностях прежде всего по точности работы, по возможным ускорениям и скоростям и уже не могут служить основой для развития станкостроения для целого ряда металлообрабатывающего оборудования, в частности для ЭЭ станков. Очевидно, пришла пора приводов нового типа - приводов с ЛД, обладающих несомненными преимуществами перед приводами с ШВП. В этом нет ничего удивительного, ведь эпоха поршневой авиации уступила эре авиации реактивной. Но, если в мире авиации до сих пор мирно соседствуют два вида самолетов, то, вероятно, такое же соседство возможно и в приводах станкостроения. Тут уж можно сказать единственное - каждому свое.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лазаренко Б.Р. Электрические способы обработки металлов и их применение в машиностроении, М.: Машиностроение, 1978
2. Кохановская Т.С. К вопросу о линейном сервоприводе // ИТО, 2000, № 3
3. Кушляк Р.Я., Серебренникий П.П. Параметры сравнения ЭЭ оборудования // Индустрия, 2001, № 3
4. Кушляк Р.Я., Серебренникий П.П. Технологические и эксплуатационные преимущества ЭЭ обработки на станках с линейными двигателями // Индустрия, 2002, № 2
5. Точность и надежность станков с ЧПУ. Под ред. Проникова А.С. - М.: Машиностроение, 1982
6. Бабкин Ю.М. Основы проектирования винтовых и шариковинтовых передач, БГТУ, 1991
7. Турпаев А.И. Винтовые механизмы и передачи, М.: Машиностроение, 1987
8. Проников А.С., Борисов Е.И. и др. Проектирование металлорежущих станков и станочных систем, т. 2. М.: Машиностроение, 1995
9. Лившиц А.Л., Кравец А.Т. и др. Электроимпульсная обработка металлов, М.: Машиностроение, 1967
10. Павлов Б.И. Шариковинтовые механизмы в приборостроении, М.: Машиностроение, 1988

Sodick

Если есть возможность работать качественнее, быстрее, с меньшими затратами, почему не делать это?



Для тех, кто хорошо считает деньги...

Линейные сервоприводы по всем осям и оптические линейки с дискретностью = 10 нанометров:

- идеальная точность и динамика перемещений

Керамическая рабочая зона из материалов с тепловым расширением в 2 раза меньшим, чем у гранита:

- непревзойденная геометрическая точность
- идеальная гальваническая развязка

Встроенные 3D CAD/CAM-системы в дополнение к автопрограммированию с автотехнологом:

- управляющая программа по твердотельной модели из любого 3D САПРа

Фантастические возможности электроискрового зеркального выжигивания

Сверхнизкий износ электрода



**№1 в Японии
№1 в мире**

Переворот в электроискровых технологиях

Nano EDM

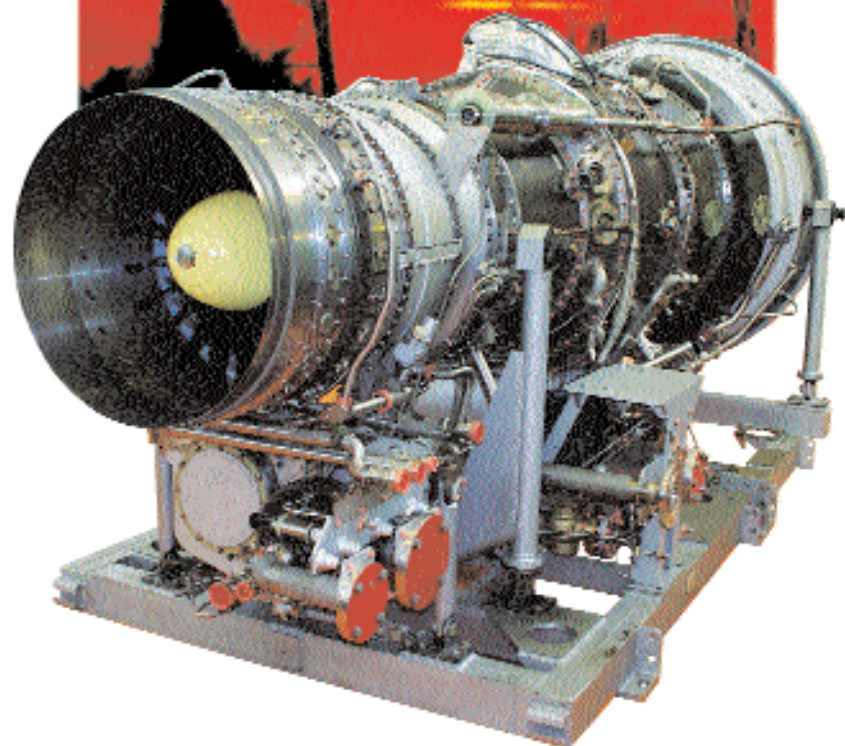
Самый точный в мире нанометровый линейный электроискровой станок

"Содик"- пионер и лидер нанотехнологий в металлообработке



- Дискретность подачи = **1 нм** (нанометр)!
- Субнанометровые лазерные линейные датчики
- Сдвоенные бесшариковые линейные сервомоторы по каждой из 3 осей
- Все несущие конструкции из керамики со сверхмалым тепловым расширением
- Локальное термостатирование (гидротермостатирующие рубашки на станине и колонии)
- Собственная система управления, включающая автопрограммирование и 3D CAD/CAM
- Закрытое аэростатическое (направляющие на "воздушной подушке")
- Встроенный ПЭС-микроскоп x1000

Совершенство без компромиссов



ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫЕ ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГИИ

E-mail: umpo@umpo.ru, [http:// www.umpo.ru](http://www.umpo.ru)

**время
воплощать**

НОВЫЕ ИДЕИ

**авиационные
двигатели**

5-е поколение



НПО Сатурн

www.npo-satrun.ru