

Двигатель

Научно-технический журнал № 3 (105 + 244) 2016

Перспективы развития ГТУ в России

стр. 2

Наука и инновационное развитие авиационных двигателей: компетентное мнение ЦИАМ

стр. 6

О первых отечественных ракетах дальнего действия

стр. 24

Турбулентность солнечной системы

стр. 32

Двигатели судов на воздушной подушке

стр. 36

Гидроавиасалон-2016

стр. 41

Всё о танках. Продолжение

стр. 42

и многое, многое другое...



Редакционный совет

Агульник А.Б., д.т.н.,
декан факультета авиационных двигателей МАИ
Бабкин В.И., к.т.н.,
ген. директор ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"
Багдасарьян Н.Г., д.филос.н.,
профессор МГУ им. М.В. Ломоносова,
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Богуслаев В.А., д.т.н.,
Президент АО "МОТОР СИЧ"
Воронков Ю.С., к.т.н.,
зав. кафедрой История науки РГГУ
Григорян Г.Г., д.т.н.,
вице-президент Общества "Знание" России
Губертов А.М., д.т.н.,
зам. директора ФГУП "Исследовательский центр
им. М.В. Келдыша"
Дическул М.Д.,
зам. управляющего директора ОАО "ОДК"
Дмитриев В.Г., д.т.н.,
главный научный сотрудник ГНЦ "ЦАГИ"
Зрелов В.А., д.т.н.,
профессор кафедры конструкции и проектиро-
вания двигателей ЛА СГАУ им. С.П. Королёва
Иноземцев А.А., д.т.н.,
ген. конструктор ОАО "Авиадвигатель"
Каторгин Б.И., академик РАН
Кравченко И.Ф., д.т.н.,
ген. конструктор ГП "ИВЧЕНКО-ПРОГРЕСС"
Крымов В.В., д.т.н.
Кутенев В.Ф., д.т.н.,
зам. ген. директора ГНЦ "НАМИ" по научной
работе
Кухаренко Г.М., к.т.н.,
зав. каф. ДВС Белорусского национального ТУ
Лобач Н.И.,
ген. директор ПО "Минский моторный завод"
Ланшин А.И., д.т.н.,
научный руководитель - заместитель
Генерального директора ГНЦ "ЦИАМ им. П.И.
Баранова"
Марчуков Е.Ю., д.т.н.,
генеральный конструктор -
директор ОКБ им. А. Люлька
Новиков А.С., д.т.н.
зам. ген. директора ГНЦ "ЦИАМ им. П.И.
Баранова"
Пустовгаров Ю.Л.,
президент Торгово-промышленной палаты
Республики Башкортостан
Рачук В.С., д.т.н.,
председатель НТС АО "НПО Энергомаш"
Ружьев В.Ю.,
первый зам. ген. директора Российского
Речного Регистра
Рыжов В.А., д.т.н.,
главный конструктор ОАО "Коломенский завод"
Ситнов А.П.,
президент, председатель совета директоров
ЗАО "Двигатели "ВК-МС"
Смирнов И.А., к.т.н.,
ген. конструктор БХМ - филиала ФГУП "ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева"
Соколов В.П., д.т.н.,
Директор Российского учебно-научно-инновацион-
ного комплекса авиакосмической промышленности
Троицкий Н.И., к.т.н.,
доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана
Фаворский О.Н., академик РАН,
член президиума РАН
Чуйко В.М., д.т.н.,
президент Ассоциации "Союз
авиационного двигателестроения"

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Иванович Бажанов
член-корреспондент Российской и
Международной инженерных академий

Заместитель главного редактора

Дмитрий Александрович Боев

Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

Финансовый директор

Юлия Валерьевна Дамбис

Редакторы:

Александр Аркадьевич Гомберг,
Ирина Михайловна Иванова,
Андрей Иванович Касьян, к.т.н.
Юрий Романович Сергей, к.т.н.

Литературный редактор

Эрнст Галсанович Намсараев

Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь
Владимир Николаевич Романов

Техническая поддержка

Ольга Владимировна Лысенкова, к.пед.н.

В номере использованы

фотографии, эскизы и рисунки:

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

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111116, Россия, Москва,

ул. Авиамоторная, 2.

Тел./Факс: (495) 362-3925.

dvigatell@yandex.ru

boeff@yandex.ru

aib50@yandex.ru

www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2016 гг.)
размещается также на сайте Научной электронной
библиотеки www.elibrary.ru и включена в индекс РИНЦ

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели" ©

генеральный директор Д.А. Боев

зам. ген. директора А.И. Бажанов

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

Мнение редакции не всегда

совпадает с мнением авторов.

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

Журнал "Двигатель", рекомендован эксперт-
ными советами ВАК по техническим наукам,
механике, машиностроению и машиноведению,
энергетическому, металлургическому,
транспортному, химическому, транспортно-
му, горному и строительному машиностроению,
авиационной и ракетно-космической
технике в числе журналов, в которых должны
быть опубликованы основные научные резуль-
таты диссертации на соискание ученой
степени доктора и кандидата наук. Индекс
1630 в общероссийском Перечне 2015 г.

Научно-технический журнал "Двигатель" ©

зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Рег. № 018414 от 11.01.1999 г.

18-й (110-й) год издания.

Отпечатано

ЗАО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.

Тираж 5 000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

Цена свободная.



СОДЕРЖАНИЕ

2 Развитие энергетического и морского газотурбинного двигателестроения в мире.

Обзор, часть 3: Перспективы развития ГТУ в России

А.В. Логунов, М.Н. Буров, Д.В. Данилов

6 Роль и место науки в инновационном развитии авиационного двигателестроения. Доклад на пленарном заседании научно-технического конгресса по двигателестроению в рамках МФД-2016, Москва, 19 апреля 2016 г.

В.И. Бабкин

13 К 110-летию со дня рождения К.В. Холщевникова

Э.Г. Намсараев, Ю.Н. Филиппов

14 Опять - двадцать пять! Исторический экскурс, посвященный четвертьвековому юбилею Ассоциации - "Союз Авиационного Двигателестроения" (АССАД)

Д.А. Боев

18 Турбулентность.

Вывод уравнения импульсов из начал термодинамики

Ю.М. Кочетков

22 Учёный, новатор, организатор науки.

К 90-летию со дня рождения Владимира Михайловича Акимова

А.Л. Абасов

24 Тридцать три года в ракетной технике: первые собственные ракеты дальнего действия

В.Ф. Рахманин

32 Турбулентность.

Турбулентность солнечной системы

Ю.М. Кочетков, А.И. Бажанов

36 По-над водой, да по-над полем...

Корабельный механик Семёнов

38 Гидроэлектростанции на банкнотах мира

А.В. Барановский

42 Танки от и до

О.Н. Брилёв

46 Есть ли будущее у дирижаблей

И.А. Щур



РАЗВИТИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО И МОРСКОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

В МИРЕ ОБЗОР. ЧАСТЬ 3 Перспективы развития ГТУ в России

ПАО "НПО "Сатурн":

Окончание. Начало см. в журнале
"Двигатель" 2016 г. №№ 1 и 2

Александр Вячеславович Логунов, главный специалист, д.т.н.,
Максим Николаевич Буров, главный конструктор по перспективным разработкам, к.т.н.,
Денис Викторович Данилов, ведущий инженер-технолог, к.т.н.

Проведен анализ исследовательских и практических работ в мире, направленных на развитие газотурбинного энергетического машиностроения. Рассмотрены мировые достижения в области создания энергетической газотурбинной техники.

The analysis of the world development and practical activities related to gas-turbine power engineering industry has been performed. The world achievements in the sphere of gas-turbine powerplants are considered.

Ключевые слова: Газотурбинные установки, энергетические ГТУ, парогазовые установки, электростанции, топливная эффективность.

Keywords: Gas-turbine units, Electric power generation gas turbines, Combined-cycle gas turbines, Power stations, Fuel efficiency.

Необходимо указать, что в 90-х годах авиационное двигателестроение России оказалось в чрезвычайно тяжелом положении. Дело в том, что во всех странах мира такие отрасли, как авиация, ракетостроение и ряд других развиваются при активном участии государств, правительства которых, способствуя их развитию, тем самым закладывают основы будущей экономики в своих странах.

Более того, учитывая важность именно такой организации работ, европейские государства сегодня утвердили ряд межгосударственных программ, целью которых является создание нового технологического облика будущей экономики.

В России в течение длительного периода работы в этом направлении практически не осуществлялись, что привело в итоге к заметному отставанию, особенно в области создания газотурбинных установок и их применения в энергетике и судостроении.

Следует указать, что почти все авиационные двигателестроительные предприятия России сумели наладить производство газотурбинных установок для нужд Газпрома и министерства энергетики. В частности, сегодня успешно работают созданные в ОАО "НПО "Сатурн" ГТУ на 2-х ТЭЦ в г. Иваново, 1-й ТЭЦ в Москве и ряде других городов.

Однако эти работы являются единичными и их объем, уровень и темпы явно не соответствуют тем показателям, которые характерны для развитых стран мира.

В России остро необходимой становится задача разработки Государственной программы развития газотурбинного двигателестроения с целью создания принципиально нового облика энергетики и соответственно экономики страны в целом. При этом, учитывая, что в России значительная доля добываемой энергии тратится на нужды обогрева, указанная программа должна в качестве специального раздела предусматривать организацию работ по развитию малой энергетики (взамен низкоэффективных котельных, в которых расходуется более 40% добываемого газа).

Сложившаяся в настоящий период в России система использования добываемого газа является архаичной, совершенно несоответствующей современным техническим достижениям.

Действительно, из добываемых в стране в год 650 млрд. м³ газа около 180 млрд. м³ мы продаем за рубеж. Примерно 43 %, т.е. 280 млрд. м³, мы расходуем в газовых котельных с низким КПД (20...25%). При этом 75 % энергии потребляемого в котельных газа (210 млрд. м³) мы выбрасываем в воздух. Около 100 млрд. м³ потребляется ТЭЦ с КПД - 32...35%, т.е. энергия, соответствующая 65 млрд. м³, также уходит в атмосферу. Оставшиеся 90 млрд. м³ продаются населению, причем и здесь газ используется недостаточно эффективно.

Таким образом, даже не учитывая газ, продаваемый населению, мы из 650 млрд. м³ выбрасываем в атмосферу энергию, соответствующую 275 млрд. м³ - это является крайне негативным фактором для государства.

Конечно, тот газ, который сегодня используется в котельных, должен обеспечивать поселки и предприятия не только теплом, но и электроэнергией. А от газа, используемого в ТЭЦ, необходимо получать почти вдвое большее количество энергии.

Следует обратить внимание на современные тенденции создания новых конструкций. В частности, в ОАЭ недавно пущен в эксплуатацию самый высокий в мире небоскреб Бурдж Халифа. Он отличается значительным уровнем потребления электроэнергии. Там вместе с жилыми помещениями находятся спортивные площадки, кино- и концертные залы и т.д. Эту башню подсвечивают 320 мощных прожекторов, лучи которых бьют вверх на 10 км. Самое интересное заключается в том, что вся необходимая для жизни электроэнергия производится самим зданием.

Наши же газовые котельные дают тепло предприятиям и поселкам, но при этом не обеспечивают их электроэнергией, хотя она может и должна приобретаться за счет того же самого используемого газа без увеличения его потребления.

Необходимо обратить внимание на острую потребность организации совершенно иной работы в этом направлении в России, ибо именно в указанном случае может быть в весьма короткие сроки (за 10...20 лет) в 1,6-1,8 раза увеличено производство в стране тепла и электроэнергии практически без увеличения объема добычи углеводородов.

Осуществление этих работ является крайне актуальным именно для России и решение указанных задач должно стать приоритетным для ряда ведущих предприятий страны (это им по силам), а также Правительства Российской Федерации, Минэнерго России и Минпромторга России.

Ускоренное развитие газотурбостроения в России становится остро необходимым еще и потому, что энергетика является государствообразующей отраслью. **Сегодня у нас строящиеся парогазовые установки достаточно активно комплектуются иностранными ГТУ.**

Например, ГТУ-ТЭЦ на площадке ЭС-1 "Центральная" в г. Санкт-Петербурге укомплектована двумя установками фирмы Сименс SGT-800 суммарной мощностью 100 МВт. На Калужской ТЭЦ ОАО "Квадра" установлена ГТУ производства фирмы GE мощностью 30 МВт. На Обнинской ТЭЦ №1 (Рис. 2) начала работать ГТУ фирмы GE LM2500DLE, а установленный электрогенератор произведен фирмой "Brush Electrical Machines Ltd" (Англия).

Таких примеров можно привести, к сожалению, много.

Необходимо четко понимать, что реализация такого подхода (как это хорошо видно сейчас) может в условиях ужесточения действующих или объявления новых санкций развалить энергетику России и просто загубить государство.

Поэтому не зря США, Европа, Китай, Япония и другие страны тщательно следят за тем, чтобы отрасли, определяющие безопасность (в том числе экономическую) государства, комплектовались отечественным оборудованием.

Сегодня Китай, а еще раньше США, развитые европейские страны, если и покупают иностранные образцы, то в безопасных количествах и в основном для того, чтобы на их основе создать собственный новый продукт.

К сожалению, печальный опыт с "Мистральями" нас мало чему научил.

Все это означает, что у нас очень остро стоит вопрос развития ГТУ - энергетики, причем на базе именно отечественной промышленности.

Необходимо указать, что имеющихся в России средств (и кадров) достаточно для решения указанной задачи в течение 3х-4х пятилеток.

В частности, на ОАО "НПО "Сатурн" с учетом современных тенденций развития энергетических ГТУ (рисунок 1) проработана возможность создания двигателя единичной мощностью 350 МВт и более на базе использования опыта производства семейства унифицированных двигателей, а также опыта доводки и эксплуатации энерге-



Рис. 1 Тенденция развития энергетических ГТУ

тического двигателя ГТД-110 [2].

Создание двигателя мощностью более 300 МВт с высокой эффективностью паровой установки в целом (до 60%) связано с применением сложного цикла, при этом температура газа на выходе из ГТД должна быть не меньше 820-875 К (а в перспективе 920 К), что соответствует температуре газа перед рабочим колесом турбины ГТД не менее 1650-1750 К (при $\pi_k = 18..20$) [2].



Рис. 2 - В Калужской области открыта новая электростанция - ГТУ-ТЭЦ №1. Она будет осуществлять комбинированную выработку энергии и тепла

1. Учитывая, что за экономное использование полезных ископаемых государство несет ответственность перед своим народом, последующими поколениями и, исходя из того, что Россия должна соответствовать современному уровню инновационной промышленной политики, должен быть принят указ Президента Российской Федерации (или постановление Правительства Российской Федерации), обязующие предприятия энергетики с 2025 (2035) года эксплуатировать ТЭЦ, тепловые и электрические станции, работающие только в комплексе с ГТУ. При этом нарушение данного указа (постановления) должно наказываться значительными штрафами.

Заметим, что в любом рыночном государстве задача правительства (или президентской команды) заключается в том, чтобы определить и осуществить развитие в наиболее экономически эффективном для государства направлении.

2. Учитывая, что использование тепловых электрических станций и узлов, работающих на жидком и газообразном топливе в комплексе с ГТУ, в настоящий период почти невозможно просто вследствие их практического отсутствия в стране, необходимо разработать и утвердить программу проектирования, испытания, промышленного

производства и монтажа ГТУ различной мощности (включая ГТУ мощностью 300...1000 МВт), необходимых для обеспечения настоящей и будущей потребности их в стране.

Следует указать, что в настоящее время в ОАО "НПО "Сатурн" разработан принципиально новый никелевый монокристалльный жаропрочный сплав СЛЖС-5, предназначенный для рабочих и сопловых лопаток ГТУ, обладающий весьма высокой стойкостью к морской солевой коррозии и отличающийся от отечественных и мировых аналогов наиболее высокой жаропрочностью. Именно на базе использования этого сплава возможно создание нового поколения ГТУ различной мощности, имеющих наиболее высокие в мировой практике показатели эффективности и надежности.

Подобная программа может быть разработана рядом ведущих КБ, обладающих большим опытом проектирования, производства и эксплуатации этих установок, совместно с ИВТАН, ЦИАМ, институтами ЦНИИТМАШ, ЦКТИ, ВТИ, ЭНИН и др. Разработанная программа и проект Постановления должны быть представлены совместно РАН, Минэнерго России, Минпромторгом России в Правительство Российской Федерации в 2016 (максимум - 2017) году.

3. В течение ближайших 3х (5ти) лет необходимо организовать серийное производство, монтаж и запуск ГТУ по согласованным с тепловыми и электрическими станциями заявкам на базе имеющихся в России предприятий Минпромторга и Минэнерго, занимающихся выпуском соответствующего оборудования.

Следует обратить внимание, что именно в этом весьма важном для экономики инновационном направлении Россия обладает высоко оцениваемыми за рубежом опытом, кадрами и предприятиями (авиадвигателестроительными, академическими и работающими в области энергетики), которые способны ускоренно решить эту важную государственную задачу.

В частности в Российской Федерации имеются и работают [1]:

- Три завода для изготовления ГТУ (Ленинградский металлический, Невский и Екатеринбургский заводы);
- 11 авиационных двигательных заводов и 14 авиадвигательных КБ.

В последнее десятилетие в Российской Федерации моторостроительными предприятиями в основном в инициативном порядке проведена большая работа по созданию, отработке и организации производства различных (около 30) моделей ГТУ (список предприятий и созданных новых моделей - в Приложении I).

Напомним, что в 1985 году в Российской Федерации производилось до 70 типоразмеров авиадвигателей в количестве нескольких тысяч штук - именно эти объемы производства и требуется организовать [1].

Организационно-финансовая сторона решения проблемы

Указанная задача может быть решена в том числе за счет денежных средств, предусмотренных федеральной целевой программой "Энергоэффективность и развитие энергетики", утвержденной Постановлением Правительства Российской Федерации от 15.04.2014 № 321.

Следует обратить внимание на то, что в соответствии с указанным Постановлением производственные мощности России по генерации электроэнергии (без учета ГЭС мощностью свыше 25 МВт) возрастут к 2020 году с 235 103 МВт на 14 103 МВт (за счет тепловых электростанций, стр.16 и стр.8), т.е. примерно на 6%. При этом приблизительно на такую же величину возрастет потребность в добыче газа, газового конденсата и нефти.

При реализации же предложенного направления производство тепловой и электрической энергии увеличится примерно на 40%, при этом не понадобятся дополнительные энергоносители - таким образом указанная задача обязательно должна быть решена в России.

При уровне квалификации ученых и специалистов в России в области газотурбинного двигателестроения мы можем производить указанные ГТУ по качеству и в объемах, не уступающих их производству на Западе.

В России с ее огромными просторами крайне актуальным является создание установок малой и большой мощности.

В соответствии с ФЦП "Энергоэффективность и развитие энер-

гетики" только в 2011 году вводились блоки на Южной ТЭЦ-22 (мощностью 450 МВт), на ТЭЦ-26 "Мосэнерго" (мощностью 420 МВт); планируется завершение строительства Ленской ПГУ ТЭС (1200 МВт), Ерковецкой (Амурская обл.) ТЭЦ-1 (700 МВт) и ТЭЦ-2 (4800 МВт) и др., т.е. для них как раз наиболее эффективными могут стать ПГУ мощностью 400-500 МВт.

Предлагается организовать серийное производство и установку новых ПГУ по следующим схемам:

1. Предприятие-заказчик приобретает и устанавливает ПГУ за счет собственных средств, получая в дальнейшем существенную прибыль (увеличенную в ~1,5 раза, т.к. КПД производства тепла и энергии возрастет примерно на 65%, при этом приблизительно на 15% возрастут трудозатраты);

2. Государство за свои средства изготавливает и монтирует по заявкам заказчика новые ПГУ, передавая их в лизинг. После включения ПГУ в работу предприятие из дополнительной прибыли платит государству 20%, а 30% дополнительной прибыли забирает себе. Указанное лизинговое соглашение между государством и предприятием действует до исчерпания ресурса ПГУ.

На указанную схему следует обратить особое внимание, поскольку директора школ, больниц, руководители администрации поселков, в которых стоят газовые котельные, будут говорить, что у них нет денег на ремонт зданий, приобретение компьютеров, медицинского оборудования и т.д., и поэтому они покупать ничего не могут, т.е. решение проблемы может быть просто торпедировано.

Реализуя указанный подход, государство не просто решит важную для него задачу, но и быстро выручит затраченные средства и как полноправный участник рынка будет получать заметную прибыль. Организация такого подхода весьма интересна еще и потому, что таким образом может быть решена и отработана на практике весьма эффективная схема развития государством новых направлений экономики и получения им существенной прибыли, необходимой для решения социальных задач.

Теперь о требуемых средствах.

Учитывая, что в соответствии с постановлением Правительства РФ (от 15.04.2014 г. № 321) суммарная мощность тепловых станций возрастет примерно до 250×10^3 МВт, необходимо изготовить около 2300 установок мощностью по 110 МВт, или эквивалентно данной потребности другое количество ПГУ меньшей мощности. Если указанная работа будет проведена в течение 20 лет, то в год необходимо изготавливать 115 установок типа ПН 110. Указанная задача по силам моторным предприятиям отрасли - в таком (и даже большем) объеме двигатели выпускались в 80х годах прошлого века [1]. При этом количество рабочих мест увеличится на 300-400 тыс., будут подготовлены рабочие и инженерные кадры высшей квалификации.

В работе "Энергетические газотурбинные установки и энергетические установки на базе газопоршневых и дизельных двухтопливных двигателей", часть 1 [3] приведена стоимость 1 кВт мощности газотурбинных установок известных фирм ABB, European Gas Turbines, Fiat, General Electric и др., которая колеблется от \$ 280 до \$ 483. Принимая среднюю стоимость 1 кВт мощности оборудования, равной 380 \$/кВт и считая, что стоимость отечественных установок будет примерно такой же (хотя она должна быть значительно ниже), получим, что для изготовления ПГУ суммарной мощностью 250×10^3 МВт потребуется 5100 млрд. руб. или (при 20-летней программе) 255 млрд. руб. в год.

Стоимость работ по этой программе получается достаточно высокой, однако ее реализация является весьма важной, поскольку даже созданные в течение первых 10 лет установки (половина требуемого количества) произведут за десятилетие энергии (исходя из стоимости 1 кВт в 2015 г. в Москве равной 4 руб/кВт и при работе ПГУ в течение 10 часов в сутки) на 14000 млрд. руб., т.е. дадут прибыль почти в 3 раза больше.

Таким образом, разработка и реализация такой программы является не только возможной, но и крайне необходимой.

Следует указать, что в программу должны быть включены работы по созданию нового поколения металлургического, литейного и металлообрабатывающего оборудования, в том числе:

- вакуумно-индукционные, электроннолучевые или вакуумно-дуговые печи для производства слитков весом до 10 т.;
- печи для нагрева заготовок дисков, обеспечивающие температуру до 1400°C и имеющие рабочее пространство (длину и ширину) до 2,5-3,0 м;
- прессы для изотермической деформации (усилием до 15 тыс. т), раскатные станы для получения заготовок дисков диаметром до 2,5 м;
- установки для литья лопаток из жаропрочных сплавов с монокристаллической структурой длиной до 800 мм.

Нужно отметить, что появление в России такого оборудования сделает ее экономику в ряде важнейших направлений хозяйственной деятельности отвечающей самым высоким показателям и способной обеспечить производство для экспорта наукоемкой продукции мирового уровня.

Даже после завершения программы развития ПГУ в России созданные для ее реализации уникальное промышленное и опытное производство, плавильное, литейное, кузнечно-штамповочное и механикообрабатывающее оборудование окажутся остро востребованными для:

- изготовления авиационных газотурбинных двигателей с целью их широкого применения в пассажирском авиатранспорте. **В 80-е годы прошлого века объем транспортных авиаперевозок, осуществляемых самолетами, производимыми в СССР, составлял около 20% мировых, а сегодня - менее 1%.** Россия с ее огромными расстояниями остро нуждается в воздушном транспорте, обеспечивающем быстрые и одновременно дешевые и надежные перевозки;
- производство новых поколений комбинированных ПГУ с современными топливными элементами, термоэлектрогенераторами, жидким и газообразным топливом, полученным на основе переработки угля и т.д. Все это позволит существенно расширить базу используемых источников тепла и одновременно довести КПД их применения до 80...85%;
- продажи высокотехнологической инновационной продукции за рубеж, поскольку эпоха использования ПГУ для развития энергетики в целом находится в мире на начальном этапе.

Фирма GE неоднократно с гордостью сообщала, что 25% всех используемых в мире ПГУ созданы этой корпорацией. Хочется выразить надежду, что через определенное время российские двигателестроительные предприятия также смогут говорить о том, что более 20% всех ПГУ, используемых в мире, созданы в России.

Блестящая работа в этом направлении Росатома должна явиться примером и для двигателестроителей. 

Литература

1. О.Н. Фаворский. ПГУ - основы ведущей энергетики России // Двигатель. 1999. № 6. С.26-29.
2. Кузменко М.П., Бузов М.Н., Кривоногов А.Р., Журавлев П.Н. Создание семейства энергетических ПГУ мощностью до 300 МВт на базе научно-технического задела ОАО "НПО "Сатурн" // Газотурбинные технологии. 2012. №1 (102). С 2-5.
3. Семенов В.Г. Дубенец В.С, Ольховский Г.Г., Черваков В.В., Тутыхин Л.А., Даниленко О.В. и др. Энергетические газотурбинные установки и энергетические установки на базе газопоршневых и дизельных двухтопливных двигателей", часть 1 // xlg3.ru/files/upload/general/780/576/energo.pdf / отчет, Москва / , 2004 г. 127 с.

Связь с авторами: danilov_d.v@rambler.ru

Приложение 1
Новые газотурбинные установки России (состояние работ) [1]

Тип	Разработчик	Состояние разработки			
		Проект	ОКР	Опытный экземпляр	Серийное производство
ЭТВ-0-100	Омское МКБ	+			
ЭТВД-10Б	Омское МКБ	+			
ЭВСУ-10	Омское МКБ	+			
МЭУДСП-1	ГУП "Завод им. В.Я. Климова"	+			
ГТЭ-1500	ГУП "Завод им. В.Я. Климова"			+	
ГТЭ-2500	ГУП "Завод им. В.Я. Климова"			+	
Озон-1	НПО "Сатурн"		+		
Мини-ТЭЦ-2,5	НПО "Сатурн"			+	
ГТУ-6	НПО "Сатурн"			+	
ГТУ-6 ЭСТЭ	НПО "Сатурн"	+			
АЛ-31СТЭ	ОАО "А. Люлька-Сатурн"			+	
ГТУ-2,5П	ОАО "Авиадвигатель"				+
ГТУ-4П	ОАО "Авиадвигатель"				+
ГТУ-12П	ОАО "Авиадвигатель"			+	
ГТУ-16П	ОАО "Авиадвигатель"			+	
ГТУ-25ПЭ	ОАО "Авиадвигатель"		+		
ГТУ-65П	ОАО "Авиадвигатель"		+		
НК-12СТ-6,3	ОАО "СНТК"				+
НК-14СТ	ОАО "СНТК"			+	
НК-36СТ-Э	ОАО "СНТК"				+
НК-39	НПП "Труд"			+	
НК-91	НПП "Труд"			+	
НК-37	НПП "Труд"			+	
ГТУ-95/12	НПО "Мотор"			+	
ГРУ-55СТ-20	ЦИАМ. Тураевское МКБ "Союз"				+
ГТУ-89-СТ20	МКБ "Гранит"			+	



12-й МОСКОВСКИЙ МЕЖДУНАРОДНЫЙ ИННОВАЦИОННЫЙ ФОРУМ ТОЧНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ – ОСНОВА КАЧЕСТВА И БЕЗОПАСНОСТИ

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

17-19 мая '2016

Москва Павильон
ВДНХ №69

СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ
ВЫСТАВКИ

MetrolExpo

Control&Diagnostic

ResMetering

LabTest

PromAutomatic

20 мая - Всемирный день метрологии

ПЕРВЫЙ ВСЕРОССИЙСКИЙ СЪЕЗД
МЕТРОЛОГОВ И ПРИБОРОСТРОИТЕЛЕЙ

ДИРЕКЦИЯ ФОРУМА

129223, Москва, а/я 35. ул. Искры, д. 31

Тел./Факс: +7 (495) 937-40-23 (многоканальный)

E-mail: metrol@expoprom.ru • www.metrol.expoprom.ru

ОРГАНИЗАТОР

Министерство промышленности и торговли Российской Федерации (Минпромторг России) и Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии (Росстандарт)

СОДЕЙСТВИЕ

Правительство Российской Федерации
Торгово-промышленная палата Российской Федерации

МЕЖДУНАРОДНЫЕ ПАРТНЕРЫ

The International Bureau of Weight and Measures (BIPM)
International Organization of Legal Metrology (OIML)
Euro-Asian Cooperation of National Metrology Institutions (COOMET)

С ЭКСПОЗИЦИОННЫМ УЧАСТИЕМ

Минпромторг России, Росстандарт, Ростехнадзор, МВД России, ГК «Ростом», ГК «Ростехнологии», ОАО «Росатом», ОАО «РЖД», АО «КРЭТ»

КОНКУРСНАЯ КОМИССИЯ

ФБУ «Ростест-Москва»



УСТРОИТЕЛЬ И ВЫСТАВОЧНЫЙ ОПЕРАТОР

Компания «Вэстстрой Экспо»

ПРОГРАММА ФОРУМА

- 12-я выставка средств измерений и метрологического обеспечения «METROLEXPO-2016»
- 5-я выставка промышленного оборудования и приборов для технической диагностики и экспертизы «CONTROL&DIAGNOSTIC-2016»
- 5-я выставка технологического и коммерческого учета энергоресурсов «RESMETERING-2016»
- 4-я выставка аналитических приборов и лабораторного оборудования промышленного и научного назначения «LABTEST-2016»
- 4-я выставка программного обеспечения и оборудования для промышленной автоматизации «PROMAUTOMATIC-2016»
- Первый Всероссийский Съезд метрологов и приборостроителей
- Всероссийская выставочно-конкурсная программа «ЗА ЕДИНСТВО ИЗМЕРЕНИЙ»

Стратегический партнер форума



Генеральный партнер форума



Генеральные информационные партнеры



РОЛЬ И МЕСТО НАУКИ В ИННОВАЦИОННОМ РАЗВИТИИ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

ДОКЛАД НА ПЛЕНАРНОМ ЗАСЕДАНИИ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО КОНГРЕССА ПО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЮ В РАМКАХ МФД-2016, МОСКВА, 19 АПРЕЛЯ 2016 Г.



Владимир Иванович Бабкин, генеральный директор ФГУП "ГНЦ ЦИАМ им. П.И.Баранова", профессор МГТУ и МАИ, академик-секретарь секции "Аэрокосмическая" РИА

Авиадвигателестроение в высокоразвитых странах относится к одной из стратегически важных отраслей промышленности, обеспечивающей высокий уровень технологического развития государства. Авиационный двигатель создается в 1,5-2 раза дольше планера и определяет его летно-технические характеристики. Затраты на создание двигателя примерно равны стоимости создания планера. Для новых двигателей требуется опережающая отработка новейших критических технологий. Тематические работы ЦИАМ ориентированы на доведение работ в области разработок конкретных технических решений и критических технологий для двигателей до высокой степени зрелости.

The Aeroengine industry in developed countries, is one of the strategically important industries, providing a high level of technological development of the state. An aircraft engine is created in 1.5-2 times longer than the glider and determines its performance characteristics. The cost of creating the engine is approximately equal to the cost of the glider. New engines require priority development of modern critical technologies. Thematic work CIAM is focused on bringing investigations in the development of specific technical solutions and critical technologies for engines to a high degree of maturity.

Ключевые слова: авиадвигателестроение, финансирование, критические технологии, стоимость разработки, зарубежный опыт.

Keywords: the Aeroengine industry, funding, critical technology, cost of development, foreign experience.

Авиастроение, и в особенности авиадвигателестроение, наряду с атомным машиностроением и ракетно-космической промышленностью - один из самых инновационных, наукоемких и высокотехнологических секторов промышленности, интегрирующий результаты деятельности различных направлений науки и техники и стимулирующий научно-техническое развитие целого ряда других отраслей. Уникальные свойства авиационного воздушно-реактивного двигателя (ВРД) позволяют удовлетворить жестким и постоянно растущим требованиям по экономичности, компактности, габаритно-массовым и экологическим показателям. Эти свойства превратили авиацию в массовый вид транспорта и важнейший фактор обороноспособности государств.

Авиадвигателестроение не просто производит технически сложную продукцию. В XX веке ВРД был признан одним из самых значительных прорывов научно-технической революции. Именно благодаря непрерывному научному поиску в области ВРД стали ближе друг к другу самые отдаленные уголки планеты. Сегодня характеристики надежности, отказобезопасности, ресурса, как авиадвигателей для гражданской авиации, так и для военной, во много раз превышают прогнозы, сделанные в 80-е годы XX века [1].

Насколько уникальны условия, которым приходится удовлетворять создателям современных ГТД, иллюстрируют замечания в буклете Rolls-Royce. Достижения науки позволяют ГТД работать при давлениях, равных давлениям на полукилометровой глубине океана, при температурах, равных половине температуры поверхности Солнца и при частотах вращения, многократно превышающих частоту электрического тока в электросетях. При этом каждая крошечная лопатка испытывает силу воздействия в 18 тонн и проходит путь от момента начала работы до момента своей замены расстояние, превышающее 30 млн. км. (рис.1) [2]

- > Лопатка изготовлена из монокристалла с использованием ряда покрытий, имеет сложную форму (4Д – аэродинамика, сложные каналы охлаждения)
- > Каждая лопатка развивает мощность, эквивалентную мощности двигателя автомобиля Formula1
- > Лопатка работает при:
 - давлении среды, соответствующем давлению на глубине 500м под водой
 - температуре среды 1600°С, близкой к 1/2 температуры поверхности Солнца, которая на 200°С выше температуры плавления сплава (попробуйте не дать расплавиться кусочку льда в печи при 200°С)
 - действию нестационарных сил, вызывающих интенсивные колебания
 - действию агрессивной среды
- > Частоты вращения выше 12000 об/мин, нагрузка от центробежной силы 18 т. (сила тяжести большого автобуса), на периферии лопатки скорость потока существенно выше скорости звука
- > До замены лопатки самолет должен налетать около 30 млн. км




Лопатка RR устаревшей конструкции (с 5-зубым хвостовиком и газодинамической полкой)

- Для создания лопатки необходимо интегрировать около 15 технологий.
- Критическая технология создания лопатки ТВД перспективного двигателя должна включать в себя комплекс всех технологий

Рис. 1. Условия работы лопатки ТВД в современном авиационном двигателе

Создание столь инновационной продукции, как новая авиационная техника, - весьма затратный процесс. Для примера приведем данные, озвученные Томасом Эндерсом (главой Airbus Industry) о стоимости НИОКР (научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы) при создании новых пассажирских широкофюзеляжных самолетов. Разработка A350XWB (в эксплуатации с 2015 г.) обошлась в 19,5 млрд. долл., до этого разработка A380 (2006 г.) - стоила 15,6 млрд. долл., НИОКР по B777 (1995 г.) - 7 млрд. долл. (рис.2) [3, 4].



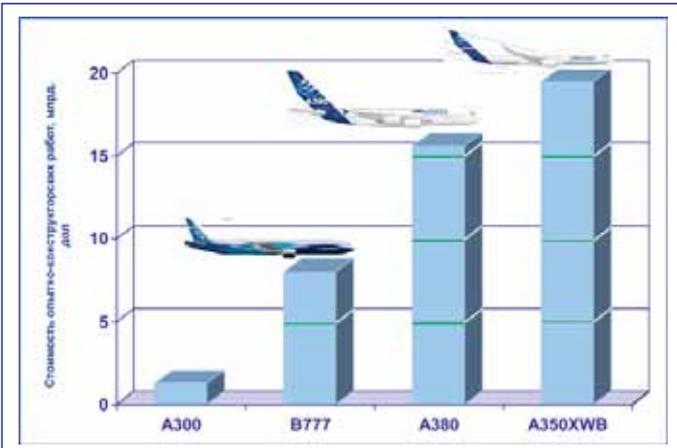


Рис. 2. Стоимость научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ при создании самолётов гражданского назначения

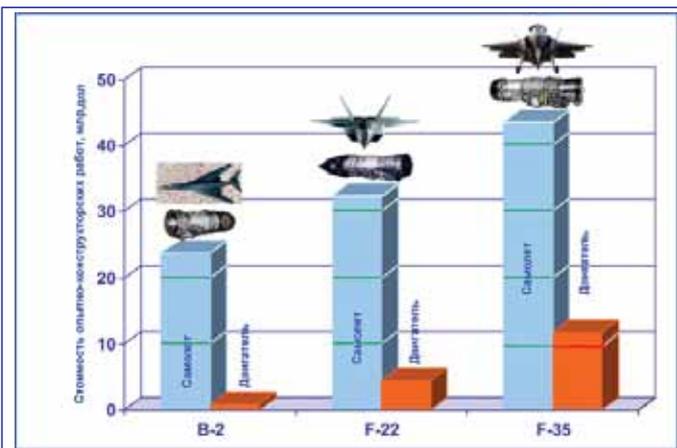


Рис. 3. Стоимость научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ при создании самолётов военного назначения

По военной авиации статистика не менее впечатляющая. Программа НИОКР по стратегическому бомбардировщику ВВС США В-2А обошлась в 24 млрд. долл., что превысило стоимость серийного производства и поставки партии из 21 самолета. Стоимость разработки многоцелевого истребителя пятого поколения F-22 Raptor составила 28 млрд. долл., а для новейшего истребителя-бомбардировщика пятого поколения F-35 в трех вариантах оценивается в 44 млрд. долл. (без учета стоимости НИОКР по двигателю).

Стоимость создания авиадвигателей также весьма существенна. Разработка ТРДД F118 для бомбардировщика В-2А (создан на базе газогенератора двигателя F101 для бомбардировщика В-1В) стоила 1,0 млрд. долл., ТРДД F119 для истребителя 5-го поколения F-22 Raptor обошлась более чем в 4 млрд. долл., перспективный ТРДД F135 для истребителей 5-го поколения F-35 обойдется американским налогоплательщикам более чем в 12,8 млрд. долл. (рис.3) [5-7].

В соответствии с доктриной МО США, основанной на сохранении доминирования в мире американских ВВС путем обеспечения непрерывного технологического превосходства, финансирование создания авиатехники военного назначения по стоимости примерно соответствует стоимости серийного изготовления и поставок этого типа авиатехники (рис. 4).

В случае В-2А стоимость НИОКР даже выше - 24 млрд. долл. против 19 млрд. долл. на серию. Данные Комиссии конгресса Соединенных Штатов Америки подтверждают, что затраты на разработку ВиВТ авиационного назначения примерно равны затратам на серийное производство [8].

В США при создании двигателей пятого поколения научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы примерно равны и по размеру финансирования и по временным затратам.

В связи с ужесточением предъявляемых требований, приводящих к усложнению авиационной техники, стоимость и продолжи-

тельность разработки авиационных двигателей от поколения к поколению непрерывно возрастают. Для двигателей пятого поколения доля средств, затрачиваемых на проведение НИЭР (научно-исследовательские и экспериментальные работы) по созданию опережающего НТЗ, составляет ~50 - 60% от стоимости разработки, а продолжительность - ~16 лет. Для двигателей шестого поколения прогнозируется дальнейшее увеличение доли средств, затрачиваемых на создание НТЗ (до ~75%) и увеличение продолжительности разработки - до ~20 лет (рис. 5) [6, 7]

Авиационный двигатель - ключевое звено любого летательного аппарата, определяющее его летно-технические характеристики (ЛТХ), безопасность, надёжность, экономичность, стоимость эксплуатации.

Он создается в 1,5-2 раза дольше планера и авиационного оборудования. И для того, чтобы он "попал" на новый летательный аппарат (ЛА), требуется опережающая отработка критических технологий. Такой подход соответствует современной методологии создания и модернизации авиационной техники (принятой в ВВС МО США, затем в NASA, а затем и в международной организации ICAO), направленной на существенное повышение роли НТЗ по критическим технологиям, узлам и системам перспективных двигателей и увеличение объемов их экспериментальной отработки на этапе НИЭР.

В рамках современной методологии за рубежом была разработана и используется система уровней готовности технологий (рис. 6) [9, 10].

Без достижения уровня технологической готовности TRL=6 (испытания демонстраторов на высотном стенде) переход от НИР к ОКР невозможен. Строгое соответствие этим стандартам позволяет минимизировать технические риски недостижения параметров ТЗ на авиатехнику (в том числе на авиадвигатель).

При этом особое внимание уделяется экспериментальной отработке критических технологий в узлах и системах в условиях максимально приближенных к реальным условиям эксплуатации. В качестве объекта демонстрации эффективности разрабатываемых технологий и конструкторских решений используются экспериментальные узлы, газогенератор (наиболее напряженная часть двигателя, которая в основном определяет его характеристики) и

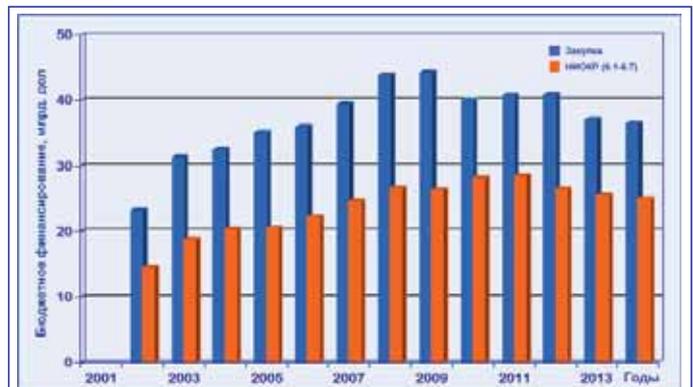


Рис. 4. Бюджетное финансирование ВВС США на закупку и проведение НИОКР по системам вооружения

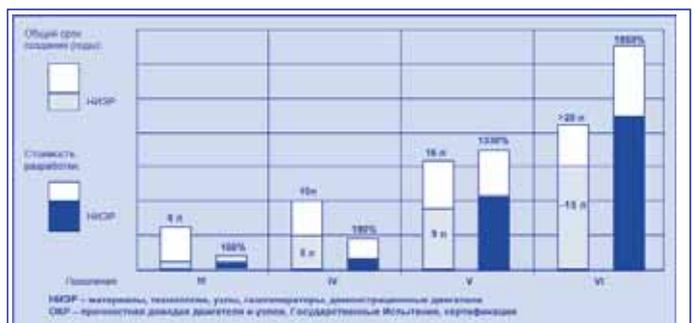


Рис. 5. Сроки и стоимость разработок базовых авиационных двигателей



двигатель-прототип, для которого кроме стендовых предусматриваются и летные испытания [11].

Отработка газогенератора и двигателя-прототипа в условиях максимально приближенных к эксплуатационным позволяет получить данные по характеристикам (газодинамическим, прочностным, вибрационным и т.д.) и работоспособности узлов и двигателя в целом и позволяет значительно сократить сроки и стоимость создания двигателя нового поколения.

Многолетняя статистика и анализ показывают, что затраты на создание двигателя примерно равны стоимости создания планера (как минимум на этапе создания демонстратора, или на этапе 6-го уровня технологической готовности). Это гарантирует то, что на этапе (опытно-конструкторских работ (ОКР) стоимость проекта существенно не увеличится. В финансировании ОКР комплекса не менее 20-25 % заложено на разработку двигателя. На этапе ОКР, когда критические технологии уже отработаны, этот показатель снижается. Например, на этапе демонстратора по двигателю F119 (НИОКР) для истребителя F-22А доля затрат на разработку двигателя составила около 45%, а при разработке двигателя F135 на базе газогенератора F119 - около 25%.

США лидируют в разработке новых технологий для силовых установок летательных аппаратов различного назначения, что позволяет американским предприятиям авиационной промышленности занимать ведущие позиции на мировом рынке авиационной техники. Министерством обороны США по поручению Конгресса ведутся "Перечень военных критических технологий" и "Перечень научных разработок и технологий", в которых авиационный двигатель является второй по значимости приоритетной критической технологией в части ВВС. Ежегодное бюджетное финансирование научно-исследовательских и экспериментальных работ по разработке в области авиационного двигателестроения составляет более 400 млн. долл.

Инвестиции в НИОКР подобных масштабов может себе позволить только государство. Бюджетное финансирование научно-исследовательских и экспериментальных работ (НИЭР) по линии Министерства обороны США, как заказчика двигателей для государственной авиации в несколько раз превышает бюд-

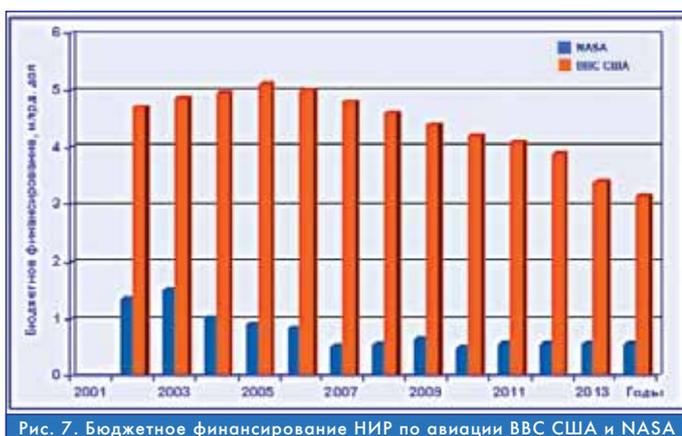


Рис. 7. Бюджетное финансирование НИР по авиации ВВС США и NASA

жет NASA, оплачивающего НИЭР по гражданской авиационной технике (рис. 7) [8, 12].

В высокоразвитых зарубежных странах авиадвигателестроение относится к одной из стратегически важных отраслей промышленности, обеспечивающей высокий уровень технологического развития государства. В целях достижения максимально возможного уровня технического совершенства, снижения сроков и стоимости разработки двигателей в рамках специальных программ постоянно ведется опережающая отработка новых технологий и технических решений. Во многом благодаря этим программам, проводимым при активной поддержке со стороны государства, и обеспечивается конкурентоспособность зарубежных авиадвигателестроительных компаний на мировом рынке [13].

Следует отметить, что программы по двигателям военного и гражданского назначения взаимно дополняют друг друга, поскольку на 70 - 80% используют общие технологии (методы расчета, конструкторские решения, конструкционные материалы, технологические процессы и т.д.) при создании новых и модернизации находящихся в эксплуатации двигателей. Так, например, на базе газогенератора двигателя военного назначения F101 компании General Electric для бомбардировщика B-1B было создано семейство двигателей гражданского назначения CFM56, которое со временем стало самым востребованным для силовых установок пассажирских самолетов семейств А320, А340 и В737 (за 42 года выпущено более 28000 шт.; доля рынка для А320 и В737 составляет ~70%) из-за своих высоких эксплуатационных характеристик. Когда потребовалось увеличить ресурс двигателям военного



назначения F110 компании General Electric, то для этого в рамках программы SLEP (Service Extended Life Program) были использованы технологии и технические решения, разработанные для двигателей семейства CFM56. (рис. 8) [14]. И таких примеров, когда технологии, разработанные для двигателей гражданского назначения, применяются в двигателях военного назначения и наоборот, можно привести много.

В нашей стране исторически сложилось иная система и структура пропорций. На государственном уровне, еще в 2005 году, так же как и в США, авиационное признание приоритетной отраслью народного хозяйства, которой оказывается серьезная государственная поддержка в рамках государственно-частного партнерства [15]. Однако на отраслевом уровне ситуация другая. Несмотря на то, что согласно Воздушному кодексу Российской Федерации, Федеральному Закону №10 от 8.01.1998 г. "О государственном регулировании развития авиации", подзаконным актам, в том числе Таможенному тарифу Российской Федерации, международным соглашениям об ограничении распространения товаров и технологий двойного назначения авиационный двигатель - высокотехнологичный, самостоятельный финальный продукт, в государственной программе "Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы" проблематика двигателестроения, как в части НИЭР, так и ОКР недостаточно приоритетна и ей уделяется непропорционально мало внимания. Кроме того:

- основная поддержка идет по линии гражданской авиатехники,
- отсутствует приоритет двигателестроения по сравнению с платформой (самолеты, вертолеты, БПЛА);
- перекося в пользу серийного производства по сравнению с НИОКР ;
- существенно меньший заказ на НИЭР по сравнению с ОКР, в то время как весь мировой опыт говорит о необходимости баланса в этих направлениях.

По линии государственной авиации двигателестроение имеет меньшую поддержку на этапах научно-исследовательских, экспериментальных и опытно-конструкторских разработок. Создание авиационных двигателей, как правило, финансируется через летательный аппарат, что не обеспечивает необходимый объем финансирования и значительно усложняет процесс создания двигателя. Научно-исследовательских и экспериментальных работ по созданию НТЗ в обеспечение разработки двигателей для государственной авиации, ведущихся при поддержке Минпромторга России в рамках ФЦП "Развитие ОПК", по временным показателям и по уровню финансирования меньше, чем по линии ГА. Серьезной проблемой в том числе является и то обстоятельство, что в последнее время авиационный двигатель рассматривается как составная часть летательного аппарата, то есть как комплектующее, что противоречит стандартам СРПП ВиВТ, ОТТ ВВС, РИАТ (рис.9).

В этих условиях существенно возрастает роль научного сектора авиадвигателестроения России, призванного в условиях жестких финансовых ограничений обеспечить промышленность прогрессивными техническими решениями и технологиями для создания двигателей нового поколения, конкурентоспособных с продукцией ведущих мировых двигателестроительных компаний.

Основной задачей ЦИАМ с момента его организации является научное обеспечение создания авиационных двигателей, развитие авиационной науки, которая способствовала бы созданию передовой конкурентоспособной авиационной техники. Задача очень многогранная. Это поисковые и прикладные научно-исследовательские работы в области газовой динамики, прочности, горения и теплообмена, лопаточных машин, теории регулирования, разработки критических технологий (создание научно-технического задела) в обеспечение совершенствования серийных и разработки новых авиационных двигателей, а также газотурбинных установок на их основе. При этом для двигателей различного назначения требуются свои прорывные технологии. Кроме того, необходимо четкое взаимодействие науки и промышленности, так как НИЭР или формирование научно-технического задела (обеспечение технологической готовности для проведения ОКР) не менее важны, чем работы по созданию самого продукта (ОКР) и по его производству.

За более чем 60-летний период развития авиации с реактивными двигателями было создано пять поколений авиационных газотурбинных двигателей при кардинальном улучшении их показателей. При этом "локомотивом" развития двигателестроения являлась фронтовая авиация, которая при постоянном ужесточении требований к массогабаритным характеристикам, надёжности, расширению диапазона эксплуатационных режимов и т.д., требует разработки и внедрения новых "прорывных" технологий, материалов и конструкторских решений. Сегодня основным критерием для двигателя военной авиации является показатель весовой эффективности - с одного килограмма веса двигателя "снимается" уже 10 кг тяги.

За годы развития пассажирских самолетов с реактивными двигателями переход к новой схеме двигателя, повышение параметров рабочего процесса и улучшение аэродинамических характеристик самолетов позволил уменьшить затраты топлива на пассажирокилометр более, чем на 80%. При этом почти 50% снижения этого показателя получено за счет двигателя, а один из основных показателей - удельный расход топлива в условиях крейсерского полета ($H=11$ км; $Mp=0,8$) - для двигателей 5-го поколения имеет значение 0,50-0,52 кг/кгс ч.

В период 1995...2015 гг. в эксплуатацию были введены широ-

Продукт	США	Россия
Государственный уровень		
Авиационная техника (АТ)	• Авиационное входит в число национальных научно-технических приоритетов	• Авиационное относится к числу важных социально-экономических приоритетов
Отраслевой уровень		
Авиационный двигатель (АД)	• АД - самостоятельный продукт, входит в число важнейших критических технологий • Сопоставимое бюджетное финансирование НИОКР по АД и ЛА	• АД рассматривается как составная часть ЛА • Бюджетное финансирование НИОКР по ЛА существенно превышает бюджетное финансирование по АД
Подотраслевой уровень		
Авиационный двигатель (АД)	• Затраты на серийное производство сопоставимы с затратами на НИОКР • Бюджетное финансирование НИОКР по линии Министерства Обороны значительно превышает финансирование по линии гражданских ведомств (NASA, FAA) • Бюджетное финансирование НИЭР сопоставимо с бюджетным финансированием ОКР • Зачётные испытания проводятся на ЗБ государственного центра (АД ВМ) • Бюджетное финансирование содержания ЗБ государственного центра	• Затраты на серийное производство многократно превышают затраты на НИОКР • Объём финансирования НИОКР по линии гражданской продукции превышает финансирование по линии государственной авиации • Бюджетное финансирование НИЭР существенно меньше бюджетного финансирования ОКР • Зачётные испытания проводятся на ЗБ ОКБ • Высокие испытания во ФГУП "ЦИАМ" ограничены • Недостаточное бюджетное финансирование содержания ЗБ ФГУП "ЦИАМ"

Рис. 9. Пропорции и диспропорции в авиадвигателестроении

кофюзеляжные самолеты нового поколения компаний Boeing и Airbus. В связи с этим, в настоящее время наиболее актуальными являются работы по узкофюзеляжным ближне-среднемагистральным самолетам (БСМС) с пассажироместимостью ~150 - 210 чел. Такие работы ведутся как у нас в стране, так и за рубежом. Если ведущие производители магистральных самолетов - компании Boeing и Airbus планируют ввести в эксплуатацию узкофюзеляжные самолеты нового поколения не ранее конца 2020-х годов и для обеспечения конкурентоспособности выпускаемой продукции приняли решение о ремоторизации самолетов семейств B737 и A320, то в России (МС-21) и КНР (C919) ведется разработка БСМС нового поколения.

В период 2016...2018 гг. будут введены в эксплуатацию двигатели пятого поколения для новых и ремоторизованных узкофюзеляжных магистральных самолетов, над проектами которых в настоящее время работают все ведущие зарубежные авиадвигателестроительные компании. По сравнению с двигателями, находящимися в эксплуатации (семейства CFM56, V2500, PW6000), они должны обеспечить уменьшение затрат топлива на ~15% и стоимости технического обслуживания на 25 - 30%, снижение уровня шума на ~15 - 20 EPN дБ относительно требований Главы 4 ИКАО и запас по уровню эмиссии NOx не менее 50% относительно норм ИКАО 2008 г. При этом в их конструкции будут использоваться технические решения и технологии, которые с успехом применяются в ТРДД пятого поколения для широкофюзеляжных самолетов, а также результаты работ по специализированным программам разработки перспективных технологий.

Сегодня отечественные двигателестроительные предприятия активно работают над созданием авиационных двигателей пятого поколения. В ЦИАМ разработка научно-технического задела для ПД-14 ведется с начала 2000-х годов. Институт совместно с АО "Авиадвигатель" принял участие в создании критических технологий: малолушного вентилятора с широкохордными лопатками рабочего колеса, компрессора высокого давления, малоэмиссионной камеры сгорания, разработку математической модели для САУ типа FADEC. На основе результатов испытаний даны рекомендации по проектированию турбин высокого и низкого давления, воздушной системы и другие (рис. 10).

Одновременно с участием в этих работах ЦИАМ проводит исследования по формированию облика двигателей 2025-2030 гг. и технологиям "прорывного" характера, которые должны обеспечить достижение амбициозных целей (целевых индикаторов) для летательных аппаратов следующего поколения со значительно сниженными затратами топлива, шума и эмиссии вредных веществ (рис. 11).

Так, например, в соответствии с ними новые пассажирские самолеты с перспективными двигателями к 2030 г. должны обеспечить:

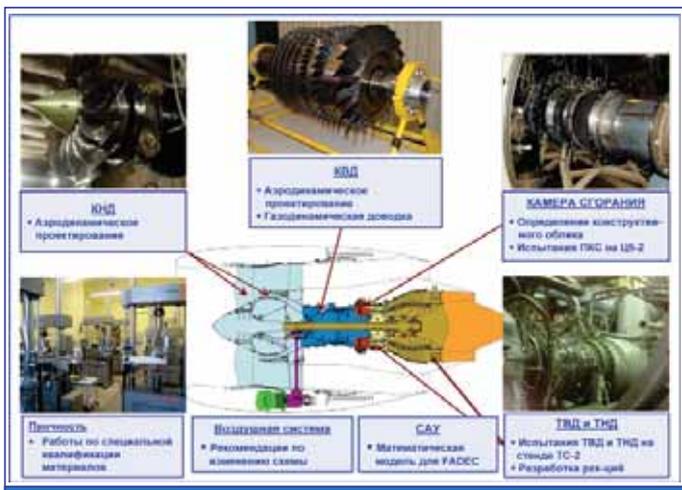


Рис. 10. Участие ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова" в создании ТРДД ПД-14.

- уменьшение удельного расхода топлива в условиях крейсерского полета до 20% относительно двигателя ПД-14;
- запас по уровню шума не менее 30 EPNдБ относительно требований Главы 4 ИКАО;
- запас по эмиссии NOx по циклу "взлет - посадка" не менее 65% относительно требований ИКАО 2008 г. (CAEP/6).

Достижение заявленных индикаторов требует решения ряда сложных задач и разработки перспективных технологий и может быть реализовано только при комплексном подходе путем улучшения характеристик двигателя, летательного аппарата и управления воздушным движением.

Необходимо еще раз подчеркнуть важную роль авиационных двигателей в прогрессе пассажирского транспорта будущего. Это видно, в частности, из прогноза ACARE. В снижении расхода топлива и эмиссии CO₂ около половины ожидается получить за счет дальнейшего совершенствования авиационных двигателей [16].

Принимая во внимание целевые индикаторы, в ЦИАМ был проведен анализ перспективных схем двигателей для пассажирских самолетов нового поколения, результаты которого практически совпадают с выводами зарубежных коллег (рис. 11).

Основной тенденцией развития мирового авиадвигателестроения является широкое применение в конструкции узлов перспективных двигателей композиционных материалов на различных матрицах, что позволяет уменьшить массу конструкции, затраты топлива и уровни эмиссии вредных веществ, повысить надежность и увеличить межремонтный ресурс и, соответственно, сократить прямые эксплуатационные расходы. Наибольший эффект ожидается от применения керамических композиционных материалов в "горячей" части двигателя.

Создание перспективных двигателей требует развития численных методов проектирования. В ЦИАМ разработаны высокоэффективные методы многодисциплинарного моделирования и



Рис. 11. Целевые индикаторы и технологии перспективных двигателей для самолетов гражданской авиации и военно-транспортной авиации

многопараметрической оптимизации и проектирования различных узлов двигателя, учитывающие нестационарные пространственные эффекты, эволюцию турбулентности по тракту двигателя, химическую кинетику и др. Созданные методы верифицированы по результатам модельных или натурных испытаний узлов двигателей на стендах ЦИАМ. Внедрение разработанных методов позволило Институту решить многочисленные задачи по улучшению характеристик, оптимизации конструкции и повышению надежности авиационных двигателей и их узлов.

В ЦИАМ совместно с предприятиями АО "ОДК" начаты работы по определению облика и критических технологий для двигателей большой тяги (30 - 35 тонн) (рис. 12).

Принципиальное значение для двигателей большой тяги с высокой или сверхвысокой степенью двухконтурности имеет применение корпуса и лопаток вентилятора из легких композиционных материалов. В настоящее время ЦИАМ активно работает в этом

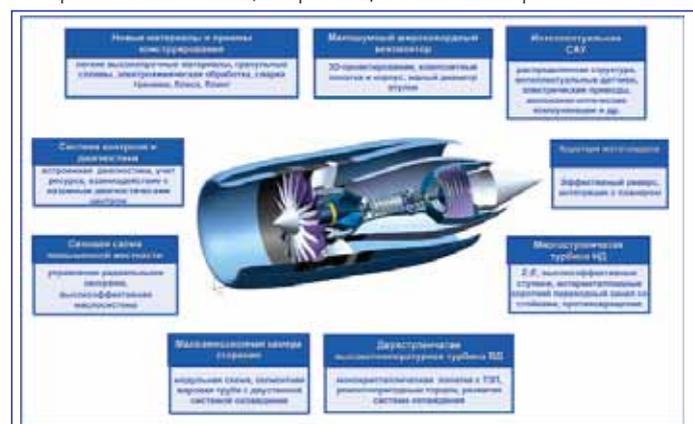


Рис. 12. Ключевые технологии ТРДД большой тяги.

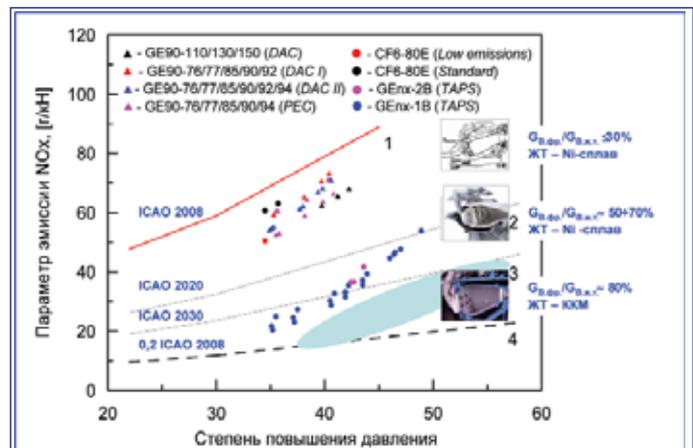


Рис. 13. Действующие и перспективные требования ИКАО к уровню эмиссии NO_x.

направлении, и планирует предложить в перспективе применение лопаток и корпуса из ПКМ не только для двигателей большой тяги, но и для двигателей семейства ПД-14.

В рамках НИР по двигателям большой тяги в ЦИАМ был разработан аэродинамический проект КВД на степень повышения давления $\pi_k^* = 27$ на базе результатов экспериментальных исследований типовых ступеней, спроектированных с применением методов, учитывающих нестационарное взаимодействие лопаточных венцов.

Создание малоэмиссионной камеры сгорания для двигателей большой тяги представляет более сложную задачу, чем для ПД-14, так как она должна обеспечивать больший запас по эмиссии NO_x относительно норм ИКАО 2008 г. при более высоких значениях температуры и давления на выходе из компрессора и большой ресурс. При этом особое внимание следует обратить на разработку фронтного устройства и жаровой трубы.

Учитывая возможные сроки создания двигателя большой тяги в России и для удовлетворения перспективным требованиям по



Рис. 14. Работы ЦИАМ в обеспечении создания "Электрического" ГТД.

ван при создании жаровой трубы для двигателя большой тяги.

Учитывая тенденции развития авиадвигателестроения для обеспечения конкурентоспособности двигателя большой тяги необходимо развернуть работы по применению композиционных материалов для лопаток и других деталей турбин, опыт работ по которым есть только у ЦИАМ.

Сегодня в эксплуатации находятся летательные аппараты, в которых применяются "электрические" технологии. К "электрическим" технологиям для двигателя относят стартер-генератор на валу каскада высокого давления, генератор на валу каскада низкого давления, электрические исполнительные механизмы приводов двигательных агрегатов, магнитные подшипники и др. Применение "электрических" технологий позволяет отказаться от ряда агрегатов и систем, а также от отборов воздуха на самолётные нужды. "Электрификация" двигателя и самолета позволяет уменьшить затраты топлива на 3 - 5%, повысить надежность примерно в 2 раза, уменьшить прямые эксплуатационные расходы ~ в 2 раза и уменьшить массу и мидель двигателя на 10 - 15%. (рис.14)

Что касается системы автоматического управления (САУ), то на перспективных двигателях предполагается применение интеллектуальной распределенной САУ со SMART-датчиками, в том числе и беспроводными. Управление двигателем будет осуществляться по не измеряемым параметрам с использованием математической модели "виртуального" двигателя.

Международное сотрудничество всегда было важным направлением деятельности ЦИАМ. Им оно и остаётся, благодаря

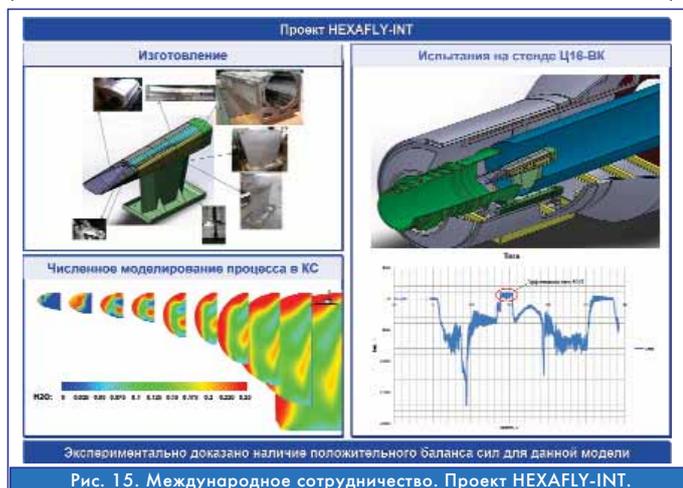


Рис. 15. Международное сотрудничество. Проект HEXAFly-INT.

уровню эмиссии NOx (линии 3 и 4 рис.13) необходимо активизировать работы по созданию малоэмиссионной камеры сгорания с жаровой трубой из керамического композиционного материала, что обеспечит снижение расхода воздуха на ее охлаждение до 15 - 20%. В ЦИАМ была спроектирована, изготовлена и испытана жаровая труба из керамического композиционного материала для малоразмерного двигателя, опыт создания которой может быть использо-

ван при создании жаровой трубы для двигателя большой тяги.

высокому научно-техническому потенциалу наших ученых и специалистов и наличию уникальной экспериментальной базы. С 2005 года ЦИАМ принимает участие в проектах рамочных программ Европейского сообщества. В настоящее время ЦИАМ - партнер в международных кооперационных проектах, финансируемых Европейской Комиссией в рамках 7-ой Рамочной программы Европейского Союза

В рамках 7-й Рамочной программы по проекту HEXAFly-INT разрабатывается демонстратор ГЛА с надфюзеляжным расположением водородного ГПВРД, основной целью которого является демонстрация положительного баланса сил при гиперзвуковых скоростях полета. С российской стороны в работе принимают участие ЦАГИ, ЦИАМ, ЛИИ и МФТИ.

В рамках проекта ЦИАМ провел численное моделирование рабочего процесса в камере сгорания с использованием программного пакета, разработанного в Институте, изготовил и провел испытания крупномасштабной модели демонстратора ГЛА в интеграции с надфюзеляжным ГПВРД. Результаты испытаний показали наличие положительного баланса сил для данной конфигурации модели демонстратора (рис. 15).

ЦИАМ вместе с АО "ОДК" работает в соответствии с утвержденными Минпромторгом "Перечнем мероприятий по проектированию, изготовлению и испытаниям экспериментальных объек-



Рис. 16. Демонстраторы технологий, созданные в ЦИАМ в 2012...2015 гг., компетенции НТЗ по двигателям 5-го и 6-го поколений

тов...", каждый раз на этапе НИЭР доводя до максимально возможного уровня технологической готовности эти экспериментальные объекты. Тематические работы Института ориентированы, прежде всего, на доведение НТЗ в области разработки конкретных технических решений и критических технологий для перспективных базовых двигателей различного назначения до высокой степени зрелости. За последние 4 года в Институте создано значительное количество демонстраторов технологий по различным типам двигателей и по различным областям авиационной науки (рис. 16).

За последние три года в рамках создания НТЗ Институтом выполнено 47 НИР и 1 ОКР, изготовлено 47 демонстраторов, модернизировано 7 стендов, получено 62 патента на изобретения и полезные модели и 15 свидетельств на программы для ЭВМ.

И в заключение хочу отметить, что для ведения поиска новых технических решений и создания прорывных технологий в ЦИАМ есть талантливая и дерзкая молодежь и умудренные опытом и практикой высококвалифицированные специалисты старшего поколения. Такое сочетание молодых энтузиастов и умудренных опытом ученых и инженеров является залогом успешной деятельности Института в будущем.

Литература

1. Бабкин В.И., Цховребов М.М., Солонин В.И., Ланшин А.И. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий. Двигатель №2(86),2013, стр. 2-7

2. The Jet Engine, Rolls-Royce plc 2005
3. Aaron J. Gellman. A Shadow Critical Project Appraisal: The Airbus A380 Program. Northwestern University, Transportation Center, Seminar Series, Thursday, April 6, 2006
4. Airbus A350XWB. Overview (<http://www.airbus-a350.com/>)
5. B-2 Bomber: Cost and Operational Issues (Letter Report, 08/14/97? GAO/NSIAD-97-181).
6. F-22 As of December 31, 2010. Selected Acquisition Report (SAR), RCS: DD-A&T(Q&A)823-265, Defense Acquisition Management Information Retrieval (DAMIR), 2011
7. F-35 As of December 31, 2012. Selected Acquisition Report (SAR), RCS: DD-A&T(Q&A)823-198, Defense Acquisition Management Information Retrieval (DAMIR), 2013
8. Anytime, Anyone, Anything, Anywhere - Final report of the Commission on the future of the United States Aerospace Industry, November, 2002
9. John C. Mankins. Technology Readiness Levels. A White Paper, April 6, 1995, NASA
10. Manager's Guide to Technology Transition in an Evolutionary Acquisition Environment. Version 1.0, January 31, 2003, Defense Procurement and Acquisition Policy, Office of the Under Secretary of Defense (Acquisition, Technology and Logistics), Department of Defense
11. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Под общей редакцией д.т.н. В.А. Скибина и к.т.н. В.И. Солонина М., ЦИАМ, 2004, с. 424.
12. Бюджеты NASA за 2002...2013 гг.
13. В.А. Палкин, В.И. Солонин, В.А. Скибин. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). ЦИАМ, 2010, с. 676.
14. Improving the Efficiency of Engines for Large Non-fighter Aircraft. Committee on Analysis of Air Force Engine Efficiency Improvement Options for Large Non-fighter Aircraft, National Research Council, The National Academy Press, 2007, 192 pages.
15. Стратегия развития авиационной промышленности России на период до 2015 года.
16. FlightPath 2050. ACARE, 2011.



10-12 августа, 2016
Казань

3-й международная специализированная выставка

А ВИА
К ОСМИЧЕСКИЕ
Т ЕХНОЛОГИИ, СОВРЕМЕННЫЕ МАТЕРИАЛЫ и
О БОРУДОВАНИЕ

Россия, 420059, г. Казань, Оренбургский тракт, 8,
 Выставочный центр "Казанская ярмарка"
 Тел/факс: (843) 570-51-26, 570-51-11, 570-51-23
 E-mail: d9@expokazan.ru, www.aktokazan.ru



К 110-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ К.В. ХОЛЩЕВНИКОВА



17 июня 2016

года исполнилось 110 лет со дня рождения выдающегося советского и российского ученого в области авиационного двигателестроения, одного из основоположников современной теории воздушно-реактивных двигателей, доктора технических наук, профессора Константина Васильевича Холщевникова.

Константин Васильевич проработал в ЦИАМ непрерывно с декабря 1936 до своей кончины в феврале 1976 года. Здесь он прошел весь путь от рядового инженера-конструктора до заместителя начальника Института. Начав свои исследования с совершенствования агрегатов поршневых авиационных моторов, он с группой сподвижников разработал, провел испытания и внедрил на боевые самолеты новую по тем временам силовую установку, сочетающую в себе достижения поршневой техники и предвестника реактивной техники - воздушно - реактивный ускорительный двигатель Э -3020. Эта силовая установка прошла все необходимые испытания и устанавливалась на специально спроектированные самолеты-истребители И-250(Н) (в серии - МиГ-13) и Су-5. Её несомненные превосходства привели к достижению заметного прироста максимальной скорости, преодолению рубежа 800 км/ч (что по тем временам уже обеспечивало серьёзное сокращение отставания параметров советской авиационной техники от лучшего мирового уровня). Конец войны, а главное, бурное развитие воздушно-реактивных авиационных двигателей во всех технических передовых странах, в том числе и в СССР, привели к прекращению разработки комбинированных схем двигателей. Но приобретенный отечественный опыт был полезен как этап перехода к чисто реактивной технике. Надо особо отметить, что эта работа, по существу, явилась последней конструкторской разработкой реальной силовой авиационной установки, осуществленной в ЦИАМ.

В послевоенные годы, в связи с переходом на реактивную тематику, в ЦИАМ развернулись научно-исследовательские работы в этой, новой тогда области. И здесь особо проявился научный и инженерный талант К.В. Холщевникова, который возглавил новое для всех сотрудников Института направление, став начальником основного двигательного подразделения - Лаборатории № 3. Научные труды Константина Васильевича в этой области закономерно привели к разработке теории и практики воздушно-реактивных двигателей, путей согласования эффективной работы основных элементов ВРД - компрессора и турбины, других частей двигателя. Результаты этой научно-исследовательской деятельности нашли немедленное отражение в разработках всех отечественных двигателестроительных ОКБ, в создаваемых ими авиационных реактивных двигателях.

В 1950-х годах, после невиданно успешных результатов в освоении атомной энергии во всем мире, работы в этом направлении развернулись и в ЦИАМ. И снова, как и ранее, на новое, перспективное по тогдашним представлениям, направление был нацелен К.В. Холщевников. С апреля 1956 года он возглавил специально для этой задачи сформированное в ЦИАМ научное подразделение - Лабораторию № 15. Эта лаборатория была необычно молодежной по своему составу. Константин Васильевич и как признанный ученый, и как старший по возрасту, руководил новым, только складывающимся научным коллективом. Хорошо сознавая недостаток необходимых по квалификации научных и инженерных кадров, он в кратчайшие сроки (весна - лето 1956 г.) организовал в МАИ выпуск инженеров-двигателистов по новой, так называемой "атомной" специальности с привлечением учёных Института атомной энергии Т.Н. Зубарева, Н.Н. Пономарева-Степного и др. В МАИ Константин Васильевич преподавал до конца своих дней.

Это научное направление просуществовало в ЦИАМ до середины 1970-х годов, когда работы по использованию атомной энергии в авиации по решению высшего руководства страны были прекращены. В декабре 1974 г. в рамках административной реформы было проведено совмещение коллективов лабораторий №4 и

Эрнст Галсанович Намсараев, начальник отдела, ЦИАМ им. П.И. Баранова,
Юрий Николаевич Филиппов, ведущий инженер-исследователь, ЦИАМ им. П.И. Баранова

№15 в отделение №700. Достойного использования учеников школы Холщевникова новое руководство не обеспечило.

Таблица 1: Этапы трудовой деятельности К.В.Холщевникова

1923	январь	1925	февраль	Рабочий службы связи 2-го дома РВС
1925		1929		Секретарь отдела Политупр. РККА
1929	май	1930	январь	Курсант военно-теоретической школы лётчиков, г.Ленинград
1930	январь	1930	август	Курсант 1-й военной школы лётчиков, г.Севастополь
1930	август	1932	февраль	Токарь завода № 24
1932	февраль	1932	октябрь	Председат. постройкома з-да № 24
1932	октябрь	1936	ноябрь	Студент МАИ
1936	декабрь	1938	январь	Инженер-конструктор лаборатории № 6 ЦИАМ
1938	январь	1938	июль	Ст. конструктор, нач. звена лаб. № 6
1938	июль	1939	май	Начальник бригады лаб. № 6
1939	май	1939	декабрь	Руководитель группы лаб. № 6
1939	декабрь	1940	июнь	Ответственный конструктор лаб. № 6
1940	июнь	1946	март	Главный конструктор III степени отд. № 2 ЦИАМ
1946	март	1948	сентябрь	Главный конструктор лаб. № 1
1948	сентябрь	1956	апрель	Начальник лаб. № 3 ЦИАМ
1956	апрель	1974	декабрь	Начальник лаб. № 15 ЦИАМ
1974	декабрь	1976	февраль	Начальник отдела 701 отделения 700 ЦИАМ

Таблица 2: Государственные награды и поощрения К.В.Холщевникова

1939	Премия Наркома авиационной промышленности
1941	Орден "Знак почёта"
	Медаль "За оборону Москвы"
1943	Премия Правительства
1944	Орден "Трудового Красного Знамени"
	Медаль "За доблестный труд в Великой отечественной войне 1941-1945гг."
1950	Сталинская премия III-ей степени
1959	Орден Ленина
1966	Звание "Заслуженный деятель науки и техники"

В память о К.В. Холщевникове установлена мемориальная доска на корпусе, в котором он проработал большую часть своей жизни. В дни 100-й годовщины со дня рождения К.В. Холщевникова в июне 2006 года в ЦИАМ проводилось специальное расширенное заседание Научно-технического совета ЦИАМ, на котором присутствовали и выступали многие его сподвижники и ученики. Был выпущен специальный сборник, посвященный этой дате.

В день 110-летия со дня рождения К.В. Холщевникова 17 июня 2016 года на его могиле на Преображенском кладбище в г. Москве собрались его ученики и бывшие сотрудники-ветераны Лаборатории № 15, его дочь Е.К. Холщевникова и зять О.Н. Миронов. Они почтили память Константина Васильевича, отметили его вклад в развитие отечественного двигателестроения, в их становление как сотрудников Института, вспомнили его советы и привычки.



Памятник на могиле К.В. Холщевникова на Преображенском кладбище г. Москвы

ОПЯТЬ - ДВАДЦАТЬ ПЯТЬ!

ИСТОРИЧЕСКИЙ ЭКСКУРС, ПОСВЯЩЕННЫЙ ЧЕТВЕРТЬВЕКОВОМУ ЮБИЛЕЮ АССОЦИАЦИИ - "СОЮЗ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ" (АССАД)

Дмитрий Александрович Боев



Совет директоров предприятий и руководителей моторных заводов МАИ СССР в Самаре в мае 1985 - организаторы АССАД

После 1985 года по всей стране начали проводиться разнокалиберные эксперименты в политике экономике, названные "перестройкой". Слабый экономический прирост общественного производства в СССР объявлялся влиянием неких застойных явлений в экономике, что предполагалось преодолеть подобием китайского "большого скачка", по сути дела - экономическим переворотом. Лет 5 потратили на убеждение широких масс в целесообразности сказанного и правильности выбранного курса. В этом - преуспели. На поверхность общественной жизни всплывали самые фантастические проекты, часть из которых пытались даже и воплотить. Так, в конце 80-х - начале 90-х годов XX века в прессе, на телевидении и даже в высказываниях официальных органов нашей страны стала назойливо проскакивать мысль о том, что отечественная оборонная промышленность не продуктивна и даже где-то обуза для бюджета, что поддержание ее деятельности сильно нагружает экономику, ничего не давая взамен. Сейчас это смотрится дико, но в то время - говорилось с высоких трибун. Это были совершенно голословные утверждения, прямо обратные истинному положению вещей: практически все новации, позволяющие развиваться нашей промышленности, первоначально разрабатывались и опробовались в "оборонке". Тем не менее, часто повторяемые, такие мысли способны были повлиять и на настроение масс, и на выработку решений управленческих органов. Для противодействия этой деструктивной тенденции, руководством оборонной промышленности был проведен целый ряд действий. Среди них - организация серии экспозиций, раскрывающих истинное положение вещей (ранее весьма неясное в силу действующего режима секретности предприятий оборонпрома) перед широкими массами жителей страны, нашими зарубежными партнерами и возможными инвесторами. В это время появились выставки серий "конверсия", "высокие технологии", "нау-

ка" и еще целый ряд подобных, проводившихся как в Москве - на ВДНХ, выставочном комплексе на Красной Пресне, Сокольниках, так и в других городах. Специально для обеспечения этих мероприятий было организовано ВК "Наука" во главе с Евгением Николаевичем Островским.

В плане таких экспозиций по решению Минавиапрома (МАП) была проведена выставка "Авиадвигателестроение-90". Непосредственным организатором выставки - в период привлечения к ней и подготовки предприятия, никогда ранее открыто не демонстрировавших свои наработки к экспозиции, и во время проведения - выступили специалисты двигательного главка МАП во главе с заместителем министра Виктором Михайловичем Чуйко. Формировать экспозицию поручили ЦИАМ им. П.И. Баранова - главному институту двигателестроительной подотрасли МАП. В институте эту работу возглавил заместитель начальника по науке Владимир Аристархович Сосунов, а начальник отдела стандартов ЦИАМ Абай Сергеевич Маурин стал директором этой выставки. От министерства подготовкой и проведением выставки занимался Владилен Никифорович Разумовский.

Подготовка к выставке заняла существенную часть в работе двигательного главка МАП, там всерьез подошли к этому вопросу, решив во всех возможных аспектах показать отечественное авиадвигателестроение и применение результатов его деятельности в различных отраслях хозяйства страны. Для этого пришлось провести многостороннюю работу по оповещению и подготовке экспонентов и сбору возможных экспонатов. Очень много пришлось работать с органами, обеспечивающими режим секретности, чтобы, демонстрируя последние достижения отрасли, не нанести урона государству.

Выставка, шедшая под популярным в начале 90-х конверсионным лозунгом "двигателестроение - народному хозяйству" ста-

ла самой длительной выставкой отечественного авиадвигателестроения, она продолжалась на ВДНХ месяц. Интерес к ней превзошел самые смелые ожидания устроителей: все время работы тематика выставки не сходила с полос прессы, экспозицию посетили все официальные лица советского правительства и иностранных представительств, аккредитованных в Москве. Поток посетителей не иссякал до дня закрытия. Их прошло свыше 100 000 человек. Выставка с блеском выполнила основную задачу, поставленную перед ней МАП: показать, что оборонка вообще и двигателестроение в частности не "сидят на шее" у государства, а являются наиболее прогрессивной частью отечественной промышленности. Скажем, выяснилось, что собственно двигатели - военные и гражданские - занимают у отрасли 47% продукции, а 53% - технически сложная продукция общегражданского назначения (как их тогда называли "товары народного потребления") и двигатели для газоперекачки, энергетики, пожаротушения. Результаты работы предприятий оборонпрома позволяли нашему хозяйству оставаться на современном уровне (и во многом его определять) в то время, когда в мире существовали всякого рода запреты на передачи технологий, списки КОКОМ и прочие барьеры (оставшиеся от "холодной войны"), мешающие совместной деятельности. Международный отклик по результатам проведения выставки был весьма мощный: в первый раз показали практически все, что можно в такой "закрытой" ранее отрасли, как авиационное двигателестроение. По результатам работы стало ясно, что на основе собранной команды экспонентов и наработанного опыта демонстрации возможно и в дальнейшем эффективно проводить такие мероприятия.

В самом начале работы, для более удачной осуществления выставочной деятельности, АССАД совместно с ЦИАМ в 1991 г. организовал малое предприятие "Экспоавиа", директором которого стал А.С. Маурин. До 1994 года он принимал участие в организации и проведении всех выставок серии "Двигатель" по заданию АССАД (после его место занял Владимир Петрович Железнов, член дирекции АССАД). В 1992 году для того, чтобы расширить круг иностранных экспонентов и облегчить работу с ними, в Ассоциацию была принята немецкая фирма Gebrüder Helbig Industrie-Messen GmbH, представитель которой в России, Эрих Фихтнер, активно участвовал в организации первых выставок серии "Двигатели".

Администрирующими органами страны постоянно проводилось сокращение руководящего аппарата министерств. Сотрудники министерств и аппарата управления чуть не вслух объявлялись основными "командно-административными барьерами" на пути прогресса. Эта деятельность была столь последовательна и целеустремленна, что целый ряд успешно работающих неправлений промышленности страны фактически прекратили свое существование как отрасли. Мы лишились микробиологической промышленности, радио, электронной, авто, химической, строительной, пищевой и еще целого ряда других. Это подавалось как достижение: примат рыночной экономики не подвергался сомнению и то, что на большинстве предприятий, которые еще работали, хозяевами стали их иностранные конкуренты, трактовалось как успех совместной деятельности. В таких условиях управлять столь огромным хозяйством, как Авиационная промышленность, стало уже физически невозможно. Для этого просто уже не хватало рук оставшихся в сократившихся как шагреновая кожа министерствах.

Опыт организации предприятий подотрасли для совместной деятельности в общих интересах и успехи проведенной выставочной деятельности привели к резонному выводу: предприятия подотрасли имеют огромный ресурс саморазвития. Стало видно, что отрасль достаточно пронизана "горизонтальными" связями между предприятиями для совместного производства конечной продукции - двигателя. Отсюда понятно, что необходим некий координирующий центр, чтобы совместно противостоять внешним дезинтегрирующим факторам - как экономическим, так и административным. Требовалось интегрировать усилия моторостроителей по их поручению и в их интересах. С 1989 года в МАП нача-



та деятельность по созданию объединенной структуры. Министр авиационной промышленности Аполлон Сергеевич Сысцов поручил заниматься этой работой своему заместителю В.М. Чуйко. Через год после выставки 1990 г. такой центр окончательно оформился. По общему решению 58 предприятий СССР: КБ, серийных заводов и НИИ, 31 мая 1991 г. была зарегистрирована международная ассоциация "Союз авиационного двигателестроения". Продумывались идеи организации корпорации, консорциума участников и, в конце концов, пришли к тому, что формой совместной деятельности должна быть ассоциация. Выбрана именно такая форма свободной ассоциации производителей и потребителей высокотехнологичной продукции: авиационных моторов. Ассоциация позволяла ее членам выступать совместно перед любыми внешними организациями, увязывала интересы своих членов, не навязывая им своих условий существования. На базе имеющейся информации, АССАД занимается и аналитическими вопросами возможности применения сил своих участников с целью наибольшей эффективности этого рода деятельности. Генеральная дирекция АССАД принимала участие во всех мероприятиях, затрагивающих интересы своих участников, отстаивала их в переговорах различного уровня: как внутри страны, так и международных. Предложения о возможностях предприятий - членов АССАД направлялись Президенту и в Правительство РФ, что привело к выпуску в 1993 году Постановления правительства "О дополнительных мерах по развитию авиационного двигателестроения России". Очевидно, организаторы Ассоциации правильно предугадали, что такая относительно свободная форма взаимодействия определила живучесть АССАД: уже не раз сменилась структура взаимодействия государственных органов, ушли в небытие министерства, сменилась сама форма государственного устройства, а Ассоциация - живет, к удовольствию своих членов, которых сейчас насчитывается около сотни.

Было понятно, что в условиях рыночных отношений отработка маркетинговой политики имела весьма важное значение. Именно это и продельвалось на выставках. Кроме того, добились разрешения Правительства демонстрировать на выставках ранее "закрытую" технику и технологии. Было показано, что самые передовые разработки науки внедряются сначала на военной авиационной технике, после - в гражданской, а потом - и в индустриальной. На выставке было ясно видно, что авиадвигателестроение, при создании новых двигателей требует создания совершенно новых материалов - металлов, сплавов, композитов, новых методик расчетов, новых способов обработки. И все это потом возможно применить в общем машиностроении.

Выставки серии "Двигатель", проводимые АССАД неразрывно связаны с совершенствованием ее структуры. Поэтому, невозможно сказать: "что было раньше яйцо или курица", что на что сильнее влияет - выставки на ассоциацию или наоборот. По результатам проведенной выставки, мнению экспонентов - членов АССАД корректируется направленность деятельности Ассоциации, а вследствие двухгодичной работы ее в период между выстав-



На выставке МФД-2016

ками строится и экспозиционная деятельность на следующей выставке, тематики симпозиумов, состав экспонентов.

Выставка 1992 года проходила под девизом "Двигатели в воздухе, на земле и на воде". Кроме авиационных экспонировались автомобильные, тракторные, танковые, судовые и другие газотурбинные двигатели. Здесь впервые был показан (на стенде ЦИАМ) гиперзвуковой двигатель, совместной разработки многих предприятий отрасли. Эта была уникальная еще и по включенной в состав экспозиции исторической части выставки. Ее специально готовили совместно с историками ИИЕТ (Ю.С. Воронков и др.) сотрудники ЦИАМ (Д.А. Боев и др.). Поршневые самолетные двигатели времен Второй мировой войны выставляли: французский Музей SNECMA, немецкий музей BMW, Монинский музей ВВС СССР. Из фондов последнего демонстрировался и единственный сохранившийся в целости экземпляр первого двигателя А.М. Люлька TP-1. Такой экспозиции не удавалось собрать ни до того, ни после. В целом выставка вышла за грань авиационной отрасли, сохранив двигателестроительную направленность. Правда, в то время это были все же газотурбинные двигатели.

На третьей выставке этой серии, в 1994 году, по поручению первого вице-преьера О.Н. Сосковца, в состав экспозиции были включены и поршневые двигатели - транспортные и стационарные. Выставка стала именоваться "Двигатели". Это название сохранилось весьма надолго. На выставке 1996 года экспозиция поршневых двигателей была наиболее полна, в последующие годы "поршневики" в ней стало существенно меньше.

Самым значительным результатом выставки 1998 года, с точки зрения нашей редакции, то, что на ней мы договорились о начале выпуска журнала "Двигатель" (как позже поняли - о возобновлении выпуска, прерванном в феврале 1917 года). Так что и мы в какой-то мере - создание АССАД, ЦИАМ и ведущих предп-



На Пленарном заседании МФД-2016

риятий двигателестроительной отрасли. Без серьезной организационной поддержки этих организаций, выпуск такого издания был бы совершенно невозможен.

Организаторами выставок с самого начала было принято, что одновременно с выставкой проходят научно - технические симпозиумы. Первые симпозиумы (1990 и 1992 гг.) были посвящены истории развития авиационного двигателестроения. В симпозиуме 1990 г. участвовал внук известного авиаконструктора Сергея Сикорского, также Сергей. В дальнейшем, симпозиумы были по экологической тематике: "Двигатель и экология".

Сейчас - в этом году уже второй раз проводятся Международные Форумы по Двигателестроению (МФД). Они отличаются от предыдущих серий, выставок серии "Двигатели" тем, что основной упор в их подготовке и проведении делается именно на научно-технический Конгресс по двигателестроению, а экспозиционная часть Форума скорее служит наглядной иллюстрацией выступлениям и докладом Конгресса. Объем, тематика и глубина проработки докладов существенно расширились по сравнению с симпозиумами, которые были на предыдущих "Двигателях".

За все 25 лет работы структура органов управления АССАД не изменилась: Высший орган - общее собрание, между собраниями - правление и ежедневно - генеральная дирекция. Другое дело, что тематика работы и генеральной дирекции и остальных управляющих структур постоянно менялась в зависимости от того, что было необходимо Ассоциации в данное время. Если раньше связи строились, как это было в МАП - по территориально-производственному принципу, то сейчас - скорее по функциональному принципу.

По составу - АССАД начинал с 58 предприятий, сейчас их около 100: некоторые приходили и некоторые уходили. "Костяк" предприятий сохраняется постоянным, при этом, полтора десятка - иностранные. Как из СНГ, так и из более дальнего зарубежья.

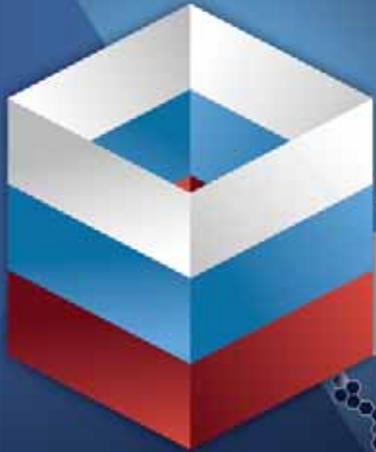
АССАД утвердил звания "Почетный авиадвигателестроитель АССАД", "Заслуженный авиадвигателестроитель АССАД" и ряд премий имени знаменитых Генеральных конструкторов - А.Д. Швецова, В.Я. Климова, А.А. Микулина, Н.Д. Кузнецова, Ф.А. Короткова, А.Г. Ивченко, А.М. Люльки - за различные направления деятельности. Торжественное вручение этих премий происходит на каждом собрании АССАД. В 2005 году решением Правления АССАД утверждена ежегодная высшая награда АССАД - медаль "За верность делу" (трех степеней) для специалистов отрасли.

Ассоциацией реализуется развернутая программа действий с молодежью. Учрежден целый ряд именных стипендий АССАД в основных вузах авиационной промышленности страны. Совместно с головными НИИ отрасли регулярно проводятся конференции и симпозиумы молодых ученых и специалистов, на которых они могут обменяться мнениями и определить свое место и уровень работы в сравнении с национальной и мировой практикой.

С 2003 года по решению Правления Генеральной дирекции АССАД издается сборник "Созвездие". Он предназначен для самого широкого круга читателей, которых интересует история развития отечественной промышленности. Сборник посвящен Личностям отечественного двигателестроения. Он состоит из очерков о выдающихся конструкторах, организаторах, руководителях отрасли. Вышло уже 10 изданий книги сборника, работа продолжается.

Основной результат работы АССАД за прошедшие 25 лет это то, что авиационное двигателестроение в России сохранилось и в целом, как отрасль, и практически всеми своими предприятиями, несмотря на все политико-экономические грозы, прошедшие над отечественной промышленностью. Форма Ассоциации позволила каждой организации, в нее входящей, независимо от её организационно-правовой формы, действовать самостоятельно в собственных интересах, но всем вместе - координировать усилия для достижения общего результата. Мы искренне желаем успехов и Ассоциации в целом и всем входящим в нее предприятиям и во все следующие четверти века! По мере сил будем стараться содействовать этому. 

2-я международная специализированная выставка



ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЕ

13-15 сентября 2016 года

МВЦ «Крокус Экспо»

- станкостроение
- машиностроение
- металлургия
- топливно-энергетический комплекс
- атомная промышленность
- химико-технологический комплекс
- сельское хозяйство
- производство, переработка и хранение продуктов питания
- информационные технологии, связь
- радиоэлектроника
- лесопромышленный комплекс и деревообработка
- строительная индустрия
- наука
- медицина
- фармацевтика
- лёгкая промышленность
- банки и финансовые структуры
- православные традиции
- регионы России

www.imzam-expo.ru

12+
реклама

Организатор:



При поддержке:



Официальная организационная поддержка:



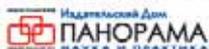
Генеральный информационный партнёр:



Генеральный информационный партнёр конференции:



Генеральный межотраслевой информационный партнёр:



Генеральный отраслевой информационный партнёр:



Генеральный стратегический информационный партнёр:



Отраслевой информационный партнёр:



Стратегический информационный партнёр:



ТУРБУЛЕНТНОСТЬ.

ВЫВОД УРАВНЕНИЯ ИМПУЛЬСОВ ИЗ НАЧАЛ ТЕРМОДИНАМИКИ

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

На базе первого и второго законов термодинамики получено новое уравнение импульсов для вязких сжимаемых сред, учитывающее различные механизмы воздействия на термодинамические системы. Анализируется новое слагаемое, полученное при выводе и определяющее кинетический режим.

A new momentum equation for viscous compressible media, taking into account a variety of mechanisms of influence on the thermodynamic systems, have received on the basis of the first and second laws of thermodynamics. We analyze the new summand determining a kinetic mode and obtained as a result of derivation.

Ключевые слова: турбулентность, тензор, градиент, дивергенция, кинетика.

Keywords: turbulence, tensor, gradient, divergence, kinetics.

Газодинамическая наука базируется на трех основных фундаментальных уравнениях сохранения. Это уравнение энергии, уравнение (векторное) движения и уравнение сохранения вещества (неразрывности). Определяющим для практических расчетов является уравнение движения, которое дает для потребления газовое поле, в частности поле скоростей. Остальные два уравнения - энергии неразрывности в общем являются вспомогательными и замыкают общую систему. Дополнительно используются при расчетах уравнение состояния и граничные условия. В настоящее время наиболее адекватным является уравнение Навье-Стокса. Уравнение Леонарда Эйлера и Осборна Рейнольдса в работе [1] были подвергнуты резкой критике и не только одним автором. Тем не менее, уравнение Навье-Стокса, в совокупности с условиями прилипания [2], обладая свойствами "фундаментального закона природы", также страдает некоторыми неточностями, которые необходимо выправить. Эти неточности родились из гипотезы псевдоотверждения жидкой точки. Именно, при выводе были взяты условия постоянства свойств газа в материальной точке (в материальном кубе $dx dy dz$). При этом задача, вперемешку с прочностной, решалась для классического случая механики твердого тела. Использовался обобщенный закон Стокса, по сути дела закон Гука о линейности напряжений и скоростей деформации жидкостей. В результате получились уравнения, дающие решение для скоростей центра массы (точки). Вроде бы хорошо! Точка маленькая и она почти совпадает со своим центром масс. Да, это так! На скорость эта гипотеза, можно сказать, не влияет и скорость центра масс в общем, практически, да и теоретически, равна любой скорости внутри этой точки. Но! Проблема заключается в том, что внутри этой точки может реализовываться такая ситуация, когда не будет выполняться второй закон термодинамики. Возникает режим течения с отрицательным производством энтропии. Ведь при выводе уравнения не учитывалось соответствие с законом Клаузиуса. Да и при написании дополнительных уравнений, в частности, уравнения энергии, не рассматривалась вся система уравнений во взаимосвязи. Предполагалось, что термодинамическая система замкнута и работает только первый закон термодинамики. Более того, часто используется прием, когда уравнение энергии просто получают из самого векторного уравнения Навье-Стокса. При этом вектор Навье-Стокса скалярно умножают на абсолютную скорость. Получившееся уравнение в определенных ситуациях вполне может не удовлетворять второму началу термодинамики. Получалось, что уравнение энергии как бы "натягивают" на уравнение движения.

Второй очень важный момент выделяет профессор Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского Юлий Дмитриевич Чашечкин: "Идентифицируемость "элемента жидкости" позволяет проследить за траекторией движения его центра" [3]. В своих работах Юлий Дмитриевич предлагает в качестве основного пара-

метра поля брать импульс $\vec{j} = \rho \cdot \vec{V}$. Такого же мнения придерживается и Владимир Андреевич Князев: "Использование модели сплошной среды предполагает, что переменными теории могут быть только полевые переменные, то есть функции точки непрерывного пространства. Такой переменной, например, называется динамический тензор, поток которого на некоторую замкнутую поверхность сплошной среды равен импульсу тела, ограниченному этой поверхностью" [4]. Другими словами, и в том и другом случае проводится мысль о том, что уравнения движения должны быть записаны относительно вектора $\vec{j} = \rho \cdot \vec{V}$ в отличие от традиционного подхода - \vec{V} . Этот факт понятен. Ведь импульс, характеризуя удельный расход, тем самым характеризует некоторую среднюю скорость потока, которую можно реально определить из эксперимента.

И последнее. При получении уравнения импульсов, очевидно, будет логичным с самого начала удовлетворить условия первого и второго законов термодинамики и уже на их основании вывести уравнение движения. При этом придется воспользоваться молекулярно-кинетическим тензором, устанавливающим связь между внутренней энергией частиц внутри материальной точки с производной от импульса потока [5]. Основные положения Эйлера, Навье, ... и Стокса, за исключением гипотезы псевдоотверждения, в процессе вывода не будут изменяться.

Преобразование первого начала термодинамики

При выводе уравнения импульсов из условий соблюдения первого (Ломоносов, Майер, Джоуль) и второго (Клаузиус, Гельмгольц, Гиббс) начал термодинамики будем пользоваться книгой [6], где просто, в доступной форме изложены основные уравнения и объяснены термодинамические потенциалы. Отметим, что термодинамическая система может совершать различные виды работ - это энергия сгорания химического топлива в ЖРД и РДТТ, энергия ТВЭЛа в ЯРД, энергия дуги в плазматроне и прочее. Несмотря на различие физической сущности всех видов работ и теплот их запись структурно будет выглядеть одинаково:

$$dL = dQ_L = \xi \cdot dW.$$

Здесь ξ - внешняя сила, действующая на тело (систему), а W - параметр состояния (координата) системы, сопряженная с силой ξ . Например, если система совершает работу, связанную с увеличением объема системы V (m^3/kg) против сил внешнего давления P (H/m^2), то можно записать $dL = PdV$.

Выделяя специально работу расширения и не комментируя состав других работ, уравнение первого закона термодинамики в самом общем виде запишем так:

$$dQ = dU + PdV + \xi dW$$

или в градиентной форме:

$$\text{grad}Q = \text{grad}U + P\text{grad}V + \xi\text{grad}W.$$

Здесь Q [Дж/кг] - количество тепла, подводимого к рассматриваемой термодинамической системе (или отводимой от нее);

U [Дж/кг] - внутренняя энергия системы; P и V - давление и удельный объем, причем $V = 1/\rho$; ξdW [Дж/кг] - любая другая работа (тепло).

Прежде всего, воспользовавшись преобразованием Лежандра, перепишем:

$$P \text{grad} V = P \text{grad} 1/\rho = \text{grad} P/\rho - 1/\rho \text{grad} P.$$

Поскольку все энергетические параметры имеют размерность Дж/кг, переведем их в размерность Дж/м³, домножив один раз на плотность ρ . Умножая второй раз на плотность эти параметры, получим возможность перейти в уравнении первого начала термодинамики к молекулярно-кинетическому тензору, связанному с производной от импульса потока. Тогда получим:

$$\rho^2 \text{grad} Q = \rho^2 \text{grad} U + \rho^2 \text{grad} \frac{P}{\rho} - \rho \text{grad} P + \rho^2 \xi \text{grad} W.$$

Вновь воспользовавшись преобразованием Лежандра, получим выражение для внутренней энергии:

$$\rho^2 \text{grad} U = \text{grad} \rho^2 U - U \text{grad} \rho^2.$$

После чего получим:

$$\rho^2 \text{grad} Q = \text{grad} \rho^2 U - U \text{grad} \rho^2 + \rho^2 \text{grad} \frac{P}{\rho} - \rho \text{grad} P + \rho^2 \xi \text{grad} W.$$

Это основное уравнение, необходимое для дальнейших преобразований с целью получения уравнения движения газообразной среды.

Молекулярно-кинетический тензор и запись уравнения движения

В работе [5] показано, что молекулярно-кинетический тензор K через замкнутую поверхность материальной точки равен полной производной от импульса потока:

$$\frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} = \frac{1}{\rho} \oint_{\kappa} \bar{n} dS \equiv - \frac{1}{\rho} \text{div} K.$$

Здесь

$$K = \sum \frac{c_i^2 m_i^2 v_i^2}{2} \cdot I.$$

c_i , m_i , V_i - соответственно концентрация, масса и скорость i -й молекулы;

$c_i \cdot m_i = \rho_i$ - условная плотность i -х молекул;

$\frac{\rho_i V_i^2}{2}$ - удельная объемная энергия i -х молекул [Дж/м³] или парциальное давление i -х молекул [н/м²];

$\sum \frac{\rho_i V_i^2}{2}$ - внутренняя энергия системы;

$\sum \frac{\rho_i^2 V_i^2}{2}$ - полное давление внутри материальной точки;

I - единичный тензор.

Поскольку давление направлено внутрь материальной точки, то есть против внешней нормали, то перед интегралом стоит знак минус.

Другими словами, получена связь производной от импульса потока с внутренней энергией системы:

$$\frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} = - \frac{1}{\rho} \text{div} \rho^2 U \cdot I = \frac{1}{\rho} \text{grad} \rho^2 U.$$

Воспользуемся этой зависимостью:

$$\rho^2 \text{grad} Q = -\rho \frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} - U \text{grad} \rho^2 + \rho^2 \text{grad} \frac{P}{\rho} - \rho \text{grad} P + \rho^2 \xi \text{grad} W.$$

Попутно сделаем некоторые упрощения.

Сокращаем на плотность:

$$\rho \text{grad} Q = - \frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} - \frac{U}{\rho} \text{grad} \rho^2 + \rho \text{grad} \frac{P}{\rho} - \text{grad} P + \rho \xi \text{grad} W.$$

Раскрываем аргументы под знаком градиент:

$$\rho \text{grad} Q = - \frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} - 2U \text{grad} \rho + \text{grad} P + \rho P \text{grad} \frac{1}{\rho} - \text{grad} P + \rho \xi \text{grad} W.$$

Преобразуем третий член справа от равенства:

$$\rho \text{grad} Q = - \frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} - 2U \text{grad} \rho - \frac{P}{\rho} \text{grad} \rho + \rho \xi \text{grad} W.$$

Комбинируем:

$$\rho \text{grad} Q = - \frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} - \left(2U + \frac{P}{\rho} \right) \text{grad} \rho + \rho \xi \text{grad} W.$$

и вводим энтальпию:

$$\rho \text{grad} Q = - \frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} - (U + H) \text{grad} \rho + \rho \xi \text{grad} W.$$

Далее, учитывая что $U = cv \cdot T$ и $H = c_p T$, получаем:

$$\rho \text{grad} Q = - \frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} - \frac{\kappa + 1}{\kappa - 1} RT \text{grad} \rho + \rho \xi \text{grad} W.$$

Преобразование второго закона термодинамики

Второй закон термодинамики в форме Клаузиуса записывается как: $T \text{grad} S \geq \text{grad} Q$, тогда, учитывая полученные преобразования для первого закона будем иметь:

$$\rho T \text{grad} S \geq - \frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} - \frac{\kappa + 1}{\kappa - 1} RT \text{grad} \rho + \rho \xi \text{grad} W.$$

Перепишем этот закон в виде неравенства движения:

$$\frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} \geq - \rho T \text{grad} S - \frac{\kappa + 1}{\kappa - 1} RT \text{grad} \rho + \rho \xi \text{grad} W.$$

Это неравенство справедливо для необратимых процессов, например, когда имеет место взаимодействие системы с внешней средой. При этом работа диссипации, а в нашем случае работа, затрачиваемая потоком на преодоление сил трения, не учитывается. Она расходуется во внешней среде, возможно, превращаясь в тепло диссипации. Но! Если мы этот факт учтем, подобно тому, как это было сделано при выводе уравнений движения в соответствии с принципом Даламбера, где просто добавляется инерционный член, то добавив силу (работу) диссипации мы переведем неравенство второго начала термодинамики в уравнение первого начала. Диссипативный член будем вводить традиционно в форме тензора Коши. Дивергенция от этого тензора будет нести нагрузку касательных напряжений и объемных сил трения, подобно тому, как это сделано при выводе уравнения Навье-Стокса.

Добавляя в последнее неравенство эту дивергенцию получаем следующее равенство:

$$\frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} = - \rho T \text{grad} S - \frac{\kappa + 1}{\kappa - 1} RT \text{grad} \rho + \rho \xi \text{grad} W + \text{div} \Pi.$$

Прежде чем разобраться с диссипативными членами сделаем несколько преобразований с целью придания наглядности выкладкам.

Во-первых, преобразуем первый член справа:

$$\frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} = - P \text{grad} \frac{S}{R} - \frac{\kappa + 1}{\kappa - 1} \frac{P}{\rho} \text{grad} \rho + \rho \xi \text{grad} W + \text{div} \Pi.$$

Во-вторых, во втором члене справа перейдем к P/ρ , снижая тем самым количество неизвестных:

$$\frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} = - P \text{grad} \left(\frac{ST}{RT} \right) - \frac{\kappa + 1}{\kappa - 1} \frac{P}{\rho} \text{grad} \rho + \rho \xi \text{grad} W + \text{div} \Pi.$$

И в-третьих, введем новый энергетический потенциал \mathcal{E} , соответствующий следующей сумме:

$$\text{grad} \mathcal{E} = P \text{grad} \left(\frac{ST}{RT} \right) + \frac{\kappa + 1}{\kappa - 1} \frac{P}{\rho} \text{grad} \rho - \rho \xi \text{grad} W.$$

Тогда, учитывая что $\text{grad} \mathcal{E} = \text{div} \mathcal{E} \cdot I$, получаем

$$\frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} = - \text{div} \mathcal{E} \cdot I + \text{div} \Pi. \text{ Или } \frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} = - \text{div} (\mathcal{E} \cdot I - \Pi).$$

Такая запись хотя и формальна, но весьма наглядна и отражает взаимосвязь потенциальных и диссипативных сил.

Уравнение импульсов потока

Далее выделим для удобства из тензора Коши силы нормального давления и запишем реологическое уравнение согласно полученному ранее Стоксом:

$$\mathbf{\Pi} = -P\mathbf{I} + 2\mu \mathbf{D}$$

Здесь $\mathbf{\Pi}$ - тензор напряжений Коши;

P и \mathbf{I} - давление и единичный тензор;

μ - коэффициент динамической вязкости;

\mathbf{D} - тензор скоростей деформаций. Он же - симметричная часть тензора $\text{grad}\vec{V}$.

Реологическое уравнение приведем к виду:

$$\mathbf{\Pi} = -P\mathbf{I} + 2\nu \mathbf{R}$$

При этом имеем в виду зависимость нового тензора \mathbf{R} от импульса потока. Вязкость теперь уже выступает как кинематическая, то есть как коэффициент диффузии.

Взяв дивергенцию от тензора Коши, получим

$$\text{div}\mathbf{\Pi} = -\text{div}P\mathbf{I} + 2\nu \text{div}\mathbf{R} = -\text{grad}P + 2\nu \text{div}\mathbf{R}$$

Здесь некий тензор \mathbf{R} будет записываться теперь в следующем виде:

$$\mathbf{R} = \left\{ \begin{array}{ccc} \frac{\partial \rho V_1}{\partial x_1} & \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \rho V_1}{\partial x_2} + \frac{\partial \rho V_2}{\partial x_1} \right) & \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \rho V_1}{\partial x_3} + \frac{\partial \rho V_3}{\partial x_1} \right) \\ \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \rho V_2}{\partial x_1} + \frac{\partial \rho V_1}{\partial x_2} \right) & \frac{\partial \rho V_2}{\partial x_2} & \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \rho V_2}{\partial x_3} + \frac{\partial \rho V_3}{\partial x_2} \right) \\ \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \rho V_3}{\partial x_1} + \frac{\partial \rho V_1}{\partial x_3} \right) & \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \rho V_3}{\partial x_2} + \frac{\partial \rho V_2}{\partial x_3} \right) & \frac{\partial \rho V_3}{\partial x_3} \end{array} \right\}$$

Далее, опуская известные преобразования, сделанные ранее, например в [7], по аналогии получаем привычную форму представления уравнения Навье-Стокса:

$$\frac{d\rho\vec{V}}{d\tau} = -\text{grad}P - \text{grad}\mathcal{E} + \mu \Delta\vec{V} + \frac{1}{3} \mu \text{grad} \text{div}\vec{V}$$

После раскрытия лапласиана будем иметь более упрощенное уравнение:

$$\frac{d\rho\vec{V}}{d\tau} = -\text{grad}P - \text{grad}\mathcal{E} + \frac{4}{3} \mu \text{grad} \text{div}\vec{V} - \mu \text{rotrot}\vec{V}$$

или
$$\frac{d\rho\vec{V}}{d\tau} = -\text{grad}P - \text{grad}\mathcal{E} + \frac{4}{3} \nu \text{grad} \text{div}\rho\vec{V} - \nu \text{rotrot}\rho\vec{V}$$

Рассмотрим подробнее параметр \mathcal{E} :

$$-\text{grad}\mathcal{E} = -P\text{grad}\left(\frac{ST}{RT}\right) - P\text{grad} \lg \rho^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} + \rho \xi \text{grad}W$$

В другом виде получим:

$$-\text{grad}\mathcal{E} = P\text{grad} \lg \left(\rho^{-\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \cdot e^{-\frac{ST}{RT}} \right) + \rho \xi \text{grad}W$$

Произведение под логарифмом

$$\rho^{-\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \cdot e^{-\frac{ST}{RT}}$$

характеризует релаксационный процесс, зависящий от энтропии термодинамической системы и отражающий закон действующих масс.

Тогда окончательно получаем:

$$\begin{aligned} \frac{d\vec{j}}{d\tau} = & -\text{grad}P + \frac{4}{3} \nu \text{grad} \text{div}\vec{j} - \nu \text{rotrot}\vec{j} + \\ & + P\text{grad} \lg \left(\rho^{-\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \cdot e^{-\frac{ST}{RT}} \right) + \rho \xi \text{grad}W. \end{aligned}$$

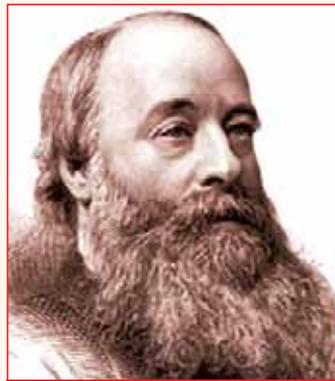
Последнее уравнение является уравнением импульсов и от-



Михаил Васильевич Ломоносов



Юлиус Роберт Майер



Джеймс Прескотт Джоуль



Адриен Мари Лежандр

личается от традиционного уравнения Навье-Стокса, полученного при использовании гипотезы псевдоотверждения жидкой точки четвертым членом справа от знака равенства и возможным пятым членом при наличии других механизмов.

Безусловно, четвертый член полученного нового уравнения движения требует специальных комментариев, но уже понятно, что уравнение имеет самый общий характер и учитывает практически все процессы, возможные при исследовании различных систем.

Тщательному исследованию подлежит безразмерное отношение

$$\frac{ST}{RT}$$

которое является кратностью большому потенциалу RT . ▣

Литература

1. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Современная парадигма или картина Релина "Приплыли" // Двигатель. № 4, 2015.
2. М.А. Гольштик, В.Н. Штерн, Н.И. Яворский. Вязкие течения с парадоксальными свойствами // Новосибирск. Наука. 1974 г.
3. Ю.Д. Чашечкин. Структура и динамика природных течений: теоретическое и лабораторное моделирование // 50 лет Институту проблем механики. М. Наука. 2015 г.
4. В.А. Князев. Гидродинамика без гипотезы псевдоотверждения жидкой точки // Изд. LAP LAMBERT Academic Publishing, Германия, 2014 г.
5. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Молекулярно-кинетический тензор // Двигатель. № 1. 2016 г.
6. В.В. Сычев. Дифференциальные уравнения термодинамики // М. Наука, 1981 г.
7. Ю.М. Кочетков. Турбулентность сверхзвуковых течений. Памяти Гилевича // Двигатель. № 2. 2013 г.

Связь с автором: swgeorgy@gmail.com



www.aviaport.ru

АвиаПОРТ

отраслевое агентство



Новости



События



Аналитика



Справочник



Персонал



Рынок



Сообщество

ИСПОЛЬЗОВАТЬ

И

РАБОТАТЬ

ЦИФРЫ

ФАКТЫ

ГЛАВНЫЙ

АНАЛИЗИРОВАТЬ

И ПЛАНИРОВАТЬ

ИСКАТЬ И НАХОДИТЬ

ИСТОЧНИК

РАБОТАТЬ

ИНФОРМАЦИИ

ЗНАКОМИТЬСЯ И ОБЩАТЬСЯ

НАХОДИТЬ

ДЛЯ СПЕЦИАЛИСТОВ

ИСКАТЬ

АНАЛИЗИРОВАТЬ

КОММЕНТАРИИ

ЦИФРЫ

ИСКАТЬ

АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛИ

РАБОТАТЬ

ПЛАНИРОВАТЬ

ФАКТЫ

ИСПОЛЬЗОВАТЬ

УЧЁНЫЙ, НОВАТОР, ОРГАНИЗАТОР НАУКИ

К 90-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ ВЛАДИМИРА МИХАЙЛОВИЧА АКИМОВА

Александр Леонидович Абасов, ведущий научный сотрудник ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова", к. т. н.



В.М. Акимов (1926 - 1982 гг.)

В.М. Акимов родился 28 июля 1926 г. в семье московских интеллигентов. Как и многие в то время мальчишки, Володя мечтал об авиации. Поэтому выбор авиационного института после окончания школы был сделан им не случайно.

После окончания в 1949 г. двигательного факультета МАИ Владимир Михайлович был направлен на работу в Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова. Молодой инженер с присущим ему энтузиазмом включился в работы по повышению эффективности узлов и элементов ВРД, методов их испытаний.

Круг научных интересов Владимира Михайловича Акимова был необычайно широк. Известны его работы в области газовых турбин, совершенствования методов испытаний ВРД, разработки реактивных топлив. Он создал и возглавил новые направления научных исследований по надежности, диагностике и эксплуатации двигателей. Увязал вопросы экономики и надёжности. Однако начинал В.М. Акимов свою научную деятельность с исследования процессов в газовых турбинах. В период 1949 - 1955 гг. им был проведён комплекс расчетных и экспериментальных работ, результаты которых способствовали развитию теории газовых турбин и практике их создания. Владимир Михайлович всегда придавал большое значение экспериментальным исследованиям рабочего процесса и эксплуатационных характеристик двигателей. В числе наиболее существенных результатов в этом направлении следует отметить исследование влияния числа Рейнольдса на эффективность турбин. В 1954 г. им была разработана методика расчета осесимметричного пространственного потока в газовой турбине, проведены исследования ступеней с различными вариантами спрямляющих решеток, что способствовало применению в турбинах ГТД ступеней с невитыми лопатками. Результаты работ по газовым турбинам, были положены в основу успешно защищенной им в 1954 г. кандидатской диссертации.

Существенно вырос объём экспериментальных исследований ГТД после создания в 50-х годах в ЦИАМ научно-испытательного центра авиадвигателестроения в Тураево, в котором, начиная с 1955 г. проводятся испытания двигателей, их узлов и агрегатов в

различных высотно-скоростных условиях. При непосредственном участии Владимира Михайловича в ЦИАМ были разработаны и построены уникальные климатические стенды, позволяющие проводить исследования и доводку пусковых характеристик ГТД в условиях, максимально приближенных к реальным.

В 1956 г. перед институтом была поставлена задача автоматизации сбора и обработки данных измерений. Работы в этом направлении В.М. Акимова совместно с рядом сотрудников института дали возможность позднее создать и ввести в действие автоматизированные системы, позволяющие получать результаты непосредственно в процессе проведения испытаний.

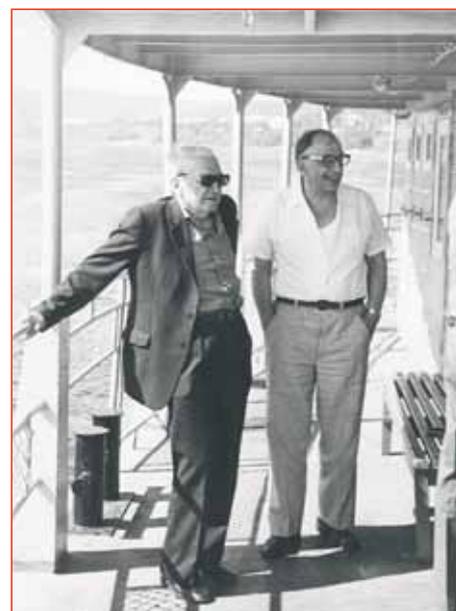
В. М. Акимовым были разработаны уточненные методы расчета высотных характеристик, включающие влияние некоторых неучтенных ранее факторов. Для ряда опытных двигателей были показаны причины и разработаны методы определения перегрева лопатки на больших высотах и снижения устойчивости в этих условиях, связанных, как правило, с работой основных элементов ГТД при числах Рейнольдса, ниже критических. Некоторые из этих результатов нашли отражение в книге "Теория ВРД" (1975 г.), одним из авторов которой являлся В. М. Акимов.

На основе обобщения большого объема информации, полученной в результате испытаний полноразмерных двигателей на высотных стендах института, был выявлен ряд новых, общих для всех ГТД, физических закономерностей, многие из которых имеют фундаментальное значение для совершенствования теории и методов расчета авиационных газотурбинных двигателей. Эти закономерности относятся, прежде всего, к особенностям рабочего процесса в элементах двигателя в условиях полета на больших высотах и скоростях и к возможностям работы двигателя в этих условиях, определяемым совместной работой его основных элементов.

Методические вопросы наземных и высотно-скоростных испытаний ГТД, разработанные В. М. Акимовым, касались методов оценки точности измерения, особенностей испытаний в различных стендовых компоновках, а также вопросов, связанных с практикой подготовки и проведения испытаний.

За научные достижения при экспериментальных исследованиях ГТД различных схем в высотно-скоростных условиях В.М. Акимову в числе других сотрудников института была присуждена Государственная премия СССР за 1968 г.

В конце 50-х-начале 60-х годов особенно остро встал вопрос о повышении надежности и увеличении ресурса ГТД. В институте в 1962 г. было создано подразделение надежности, которое возглавил В. М. Акимов. Одним из важных направлений деятельности подразделения явилось создание методов и средств контроля состояния и диагностики двигателей в эксплуатации, регламентирование



В.Р. Левин и В.М. Акимов



С.М. Шляхтенко, И.С. Силаев, В.М. Акимов, И.А. Биргер

требований к контролепригодности конструкции авиационных двигателей.

В.М. Акимов всегда привлекал к таким исследованиям работников ОКБ, ВУЗов, организаций Заказчика. Особо следует отметить его роль в подготовке и принятии ряда важнейших для отрасли и эксплуатирующих организаций решений (Постановлений правительства, приказов МАП), направленных на развитие диагностического приборостроения, создание и производство новых средств контроля состояния ГТД, освоение их в эксплуатации.

Огромный личный творческий вклад Владимир Михайлович внес в решение проблемы управления надежностью двигателей. Им и при его участии были созданы методы количественной оценки надежности, нормирования безотказности. В дальнейшем эти методы получили развитие и были положены в основу "Норм безотказности ГТД", разработанных совместно с институтами Заказчика.

Под руководством Владимира Михайловича, при существенном вкладе его ближайших помощников: Е.А. Локштанова, С.А. Мирзояна, А.А. Морозова и других сотрудников в институте были разработаны многофакторные статистические модели, позволяющие прогнозировать стоимость создания, производства и эксплуатации двигателей, а также стоимость жизненного цикла двигателей в целом с учетом уровня их совершенства.



Коллеги из МНПО "СОЮЗ" на юбилее В.М. Акимова в ЦИАМ

Существенным вкладом в развитие теории надёжности авиационных ГТД явилось установление "принципа роста надёжности" двигателей в процессе их серийного производства и эксплуатации, что объясняется наличием обратной связи - любой отказ вызывает необходимость выявления его причин и внедрения мероприятий по их устранению. Данная закономерность получила известность как "принцип обратной связи В.М. Акимова" в системе управления надежностью. Разработанные под руководством и при участии В.М. Акимова методы прогнозирования и контроля состояния ГТД, позволили обосновать экономически прогрессивную систему обслуживания и ремонта авиационных двигателей - эксплуатацию по техническому состоянию. За практическое решение вопросов перевода двигателей на эксплуатацию по техническому состоянию В.М. Акимов был удостоен премии Совета Министров СССР за 1981 г.

Основные результаты работ в области надежности были им изложены в книгах и многочисленных статьях, в том числе в широко известном работникам промышленности и эксплуатирующих организаций сборнике "Ресурс и надежность ГТД", редактором которого он являлся (с 1963 по 1982 г.) и в докторской диссертации, защищенной В.М. Акимовым в 1971 г. В общей сложности В.М. Акимов - автор более 100 печатных работ, имевших большое значение для формирования советской школы учёных в области надёжности авиационных двигателей.

В 1973 г. Владимир Михайлович был назначен первым заместителем начальника института. В этом качестве он внёс большой вклад в совершенствование системы перспективного планирования научно-исследовательских работ в институте и в отрасли. За эту работу В. М. Акимову была присуждена Государственная премия



В.М. Акимов с Г.П. Свищёвым

СССР за 1977 г.

В.М. Акимов принял самое активное участие в решении проблемы совершенствования реактивных топлив. Он был председателем Комиссии научной экспертизы по реактивным топливам - межведомственного органа Госстандарта СССР - в период, когда решался вопрос о внедрении унифицированного реактивного топлива.

В.М. Акимов на всем протяжении своей творческой деятельности вёл большую работу по оказанию научно-технической помощи организациям МАП и Заказчика. Он принимал непосредственное участие в определении облика и обосновании параметров ряда двигателей (АИ-20, Д-36 и др.), в доводке двигателей третьего и четвёртого поколений.

Владимир Михайлович Акимов был не только видным деятелем авиадвигателестроения, учёным, организатором науки, но и педагогом, внёсшим большой вклад в дело подготовки кадров для авиационной промышленности, будучи профессором кафедры "Теория ВРД" МАИ. По инициативе В. М. Акимова в ЦИАМ был создан филиал этой кафедры. Важна роль В.М. Акимова как руководителя аспирантуры ЦИАМ в подготовке научных кадров для института.

В.М. Акимов был членом экспертного Совета Высшей аттестационной комиссии СССР, редакционной коллегии издательства "Машиностроение", являлся членом и руководителем редколлегий ряда научных сборников и журналов. Владимир Михайлович был также руководителем рабочей группы по двигателям и винтам Межведомственной комиссии Норм летной годности, членом секции летной годности комитета Норм летной годности Комиссии СССР по делам ИКАО, членом Госавианадзора СССР.

В.М. Акимов - дважды лауреат Государственной премии СССР, лауреат премии Совета Министров СССР. Он был награжден орденами Октябрьской Революции, "Знак Почета", медалями.

Замечательным даром Владимира Михайловича было сочетание в нём всем импонирующей принципиальности и честности, высокой научной эрудиции, твёрдости с доброжелательным отношением к людям.

Таким его помнят друзья, товарищи и коллеги - все, кто имел счастье общаться с ним. 



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

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

(Продолжение. Начало в 4-6 - 2015, 1-2 - 2016)

ПЕРВЫЕ СОБСТВЕННЫЕ РАКЕТЫ ДАЛЬНОГО ДЕЙСТВИЯ

Правительственное Постановление от 13 мая 1946 г. о развёртывании в СССР работ по созданию ракетного вооружения дальнего действия воодушевило Королёва, Глушко, Пилюгина и других участников разработки в институте "Нордхаузен" форсированного варианта ракеты А-4. Баллистические расчёты показали, что при существенном снижении сухого веса ракеты и увеличении тяги двигателя с 25 тс до 35...37 тс ракета способна доставить боеголовку массой около 1,5 тонны на расстояние до 600 км, т.е. более чем в 2 раза дальше по сравнению с исходным вариантом А-4. В декабре 1946 г. конструкторско-аналитические работы по созданию такой ракеты были завершены и оформлены в виде эскизного проекта, участники его разработки в декабре 1946 г. - январе 1947 г. возвратились в СССР.

Хотя работы по изготовлению ракеты Р-1 ещё только начинались, предложение о реальной возможности создания более дальнобойной ракеты было доложено И.В. Сталину. 14 апреля 1947 г. у Сталина состоялось совещание, на котором с участием членов Спецкомитета по реактивной технике обсуждались перспективы развития ракетостроения в СССР. После доклада Королёва присутствующие обсудили его предложение вместо изготовления ракеты Р-1 приступить к работам по созданию ракеты Р-2. Подводя итоги обсуждения, Сталин указал на целесообразность последовательного освоения новой для советской промышленности ракетной техники в соответствии с принятым Постановлением от 13 мая 1946 г. Что же касается создания новой ракеты, то её нужно разрабатывать "в затылок" за ракетой Р-1 и начинать работы с завтрашнего дня, а также продумать возможность создания следующей ракеты большей дальности.

В течение 25-28 апреля 1947 г. в НИИ-88 состоялась заседания НТС, на которых присутствовал министр Д.Ф. Устинов. С развёрнутым докладом о проведении работ по созданию ракеты дальностью 600 км выступил Королёв. Перечисляя трудности, стоящие перед разработчиками новой ракеты, он упомянул и проблемы у двигателей: "К сожалению, надо отметить, что камера сгорания двигателя А-4 довольно неудачно сконструирована, поэтому мы чрезвычайно связаны в вопросе увеличения удельной тяги. [...] Следующая крупная трудность - это вопрос форсирования двигательной установки. Работа ведётся в интенсивном порядке. Такая двигательная установка будет создана в МАП г. Глушко... В результате этой работы будет увеличено число оборотов турбины, увеличена подача топлива, повышено давление в камере и особое внимание уделяется повышению удельной тяги до 210 и выше".

Итоги совещания, состоявшегося 14 апреля 1947 г. у И.В. Сталина, и положительное заключение НТС НИИ-88 о разработке новой ракеты нашли своё отражение в Постановлении СМ СССР от 7 мая 1947 г., определившим основные задачи плана опытных работ на 1947 г. по разработке и изготовлению образцов реактивного вооружения. Этим постановлением, наряду с изготовлением ракет Р-1, поручалась разработка проектов более совершенных образцов ракет дальностью полёта 600 км и 3000 км, при

этом к разработке технического проекта двигателя для ракеты дальностью 3000 км привлекались ОКБ-456 и НИИ-1 МАП.

Изложенные в правительственных постановлениях планы освоения ракетной техники строго выполнялись, и в октябре-ноябре 1947 г. были проведены лётные испытания ракет А-4. Освоение технологии сборки ракет из материальной части, привезённой из Германии, и последующая подготовка и проведение лётных испытаний этих ракет вселили уверенность в успешном выполнении работ по созданию новых ракет. Оценивая значимость проведённых испытаний, Глушко сделал оптимистические выводы: "Кадры советских специалистов получили первый опыт полигонной эксплуатации и лётных испытаний двигателей А-4 и освоили эту технику в достаточной степени, чтобы уверенно вести работу над созданием советских образцов ракетных двигателей".

Более конкретные оценки сделала Госкомиссия по проведению лётных испытаний ракет А-4. В докладной записке от 28 но-



Перед пуском А-4 на полигоне Капустин Яр

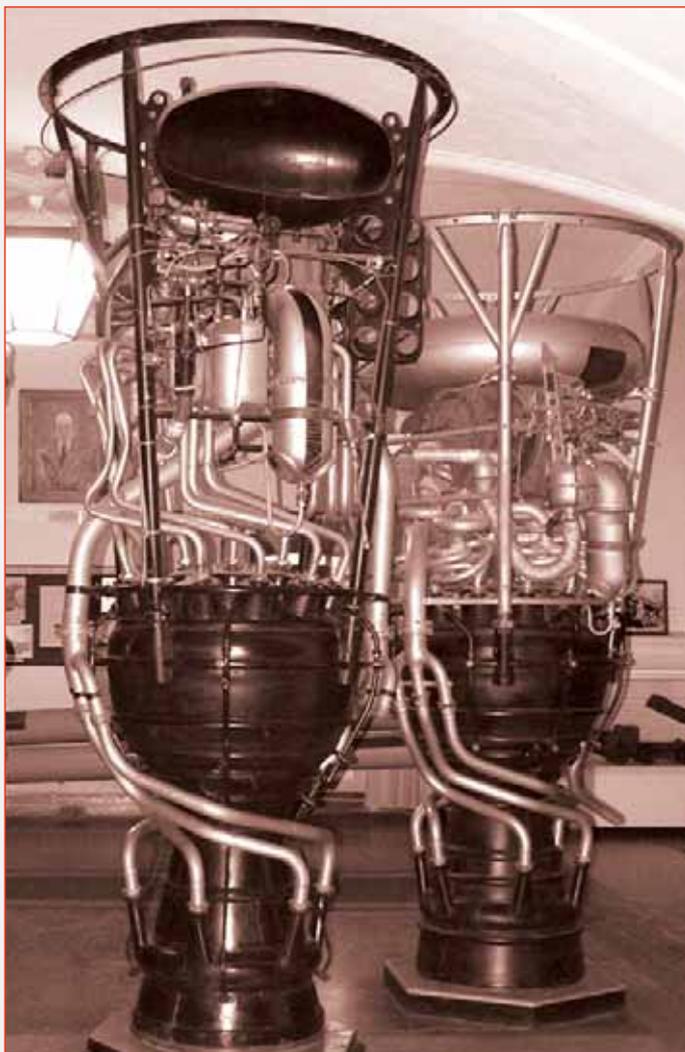
ября 1947 г., направленной И.В. Сталину, отмечалось: "Необходимо параллельно с созданием отечественной ракеты Р-1 с дальностью полёта 250 - 270 км форсировать разработку, проведение научных и экспериментальных работ по изготовлению ракеты Р-2 с дальностью полёта 600 км и разработку проекта ракеты Р-3 с дальностью полёта 3000 км, учтя опыт, полученный при опытных пусках немецких ракет А-4".

Вот так, ещё не изготовив ни одной ракеты Р-1 по заимствованной конструкторской документации, специалисты положительно оценивали свою готовность к разработке более дальнобойных ракет. А ещё несколько лет назад, на их памяти, за невыполнение обещания И.В. Сталину разработать к установленному сроку образцы нового вооружения некоторые конструкторы получили свои "сроки". На чём же теперь основывалась уверенность в успехе?



Транспортировка ракеты Р-1

В предлагаемом варианте ракета Р-2 представляла собой усовершенствованный вариант ракеты А-4, который форсировался по тяге и облегался по массе. Как уже упоминалось, технические новшества были разработаны советскими специалистами во время командировки в 1945-1946 гг. в Германии. Двига-



ЖРД РД-100 (на переднем плане) ракеты Р-1 и РД-101 ракеты Р-2

тели там же успешно прошли ряд стендовых испытаний на повышенных режимах работы и подтвердили возможность их модернизации. С учётом реализации разработанных предложений новая ракета имела отделяемую в конце активного участка полёта ракеты боеголовку и несущий бак горючего. С целью снижения сухой массы ракеты ряд стальных деталей выполнялся из алюминиевых сплавов. Более лёгкими стали и бортовые приборы системы управления.

Существенным изменениям подвергся двигатель, получивший обозначение РД-101. Его характеристика и параметры: номинальная тяга, удельный импульс и давление в камере сгорания составили 37 тс, 210 кгс/кг и 22 атм., в то время как у двигателя ракеты А-4 эти величины составляли соответственно 25 тс, 203 кгс/кг и 16 атм. Кроме повышенных энергетических характеристик новый двигатель имел более совершенную пневмогидравлическую и электрическую схемы, твёрдый катализатор разложения перекиси водорода вместо жидкого с его системой подачи, количество агрегатов автоматики было сокращено с 26 до 20. Всё это позволило существенно снизить массу двигателя.

Изготовление ракетных систем и ракеты Р-2 в целом проходило несколько легче, чем это было при производстве ракеты Р-1. Всё-таки многие неизвестные до воспроизводства ракеты А-4 технологии к этому времени были успешно освоены, а внесённые конструкторские изменения не требовали разработки новых методов изготовления.

Лётные испытания новой ракеты решили начать с малой экспериментальной партии. Испытания проводились в сентябре-октябре 1949 г., из 5 пусков ракет два оказались аварийными. При пусках всех ракет экспериментальной партии, включая успешные, отмечались замечания к работе различных агрегатов, проявление которых вполне естественно при испытаниях экспериментальных промышленных объектов нового типа. Однако эти испытания имели одну особенность - это был первый опыт в практике советского промышленного ракетостроения, в процессе которого проверялась работоспособность ракет дальнего действия с внедрёнными в их конструкцию разработками советских инженеров. Полученная 40 % аварийность не превышала статистику отказов при пусках ракет А-4, но изменения конструкции базового варианта подавались их авторами как существенное улучшение не только лётных характеристик ракеты, но и надёжности её работы.

Всякая авария вызывает негативную реакцию и приводит к дополнительному напряжению в работе участников создания ракетного комплекса. Каждый Главный конструктор ракетной системы болезненно воспринимает любые замечания к работе системы, разрабатываемой под его руководством. Лётные испытания выявили неудачные изменения и бортовой части ракеты А-4, предложенные Королёвым. На этом фоне обострились отношения между ним и Глушко, вылившиеся в претензии Королёва к организации в ОКБ-456 стендовой проверки работоспособности газовых рулей, предназначенных для управления вектором полёта ракеты.

Напомню, что у ракет А-4, Р-1 и Р-2 имелись графитовые рули, установленные в потоке газа на его выходе из сопла камеры двигателя. В связи с увеличением температуры газового потока из-за повышения содержания спирта в горючем, а также роста скорости истечения газов из сопла, работоспособность графитовых рулей подлежала проверке. В наземных условиях такую проверку рулей, являющихся элементом конструкции борта ракеты, можно провести только при стендовых огневых испытаниях двигателя. В техническом отношении эти испытания не представляют сложности, но программа их проведения имела отличия от программы доводочных испытаний двигателя и это создавало неудобство как для ракетчиков, так и для двигателистов. Подобная кооперация работ практически всегда является источником взаимных претензий, т.к. в её основе заложен конфликт интересов каждого из участников работ.

По сегодняшним оценкам этот случай в истории совместных разработок ракетных систем выглядит незначительным, но он представляет интерес не с технической стороны, а по форме вза-

имных отношений между Королёвым и Глушко по этому поводу. Проиллюстрируем это приведением писем, составленных и подписанных лично Королёвым и Глушко.

"ГЛАВНОМУ КОНСТРУКТОРУ ОКБ-456 МАП
Тов. ГЛУШКО В.П.
Копия: ЗАМЕСТИТЕЛЮ МИНИСТРА ВООРУЖЕНИЯ СССР
Тов.ЗУБОВИЧ И.Г.
НАЧАЛЬНИКУ 14-го ГЛАВНОГО УПРАВЛЕНИЯ
Тов. ЕРЕМЕЕВУ А.И.

1. До настоящего времени Вами упорно не выполняются экспериментальные работы по исследованию графитовых рулей при огневых испытаниях двигателя РД-101 с повышенной концентрацией спирта. Последнее обстоятельство может в дальнейшем послужить причиной для серьёзных изменений в системе управления и сорвать своевременную подачу рулей для ракеты Р2 (технологический процесс изготовления графитовых рулей длится 4-5 месяцев).

Имевшие место устные переговоры и переписка об огневых испытаниях рулей не привели к каким-либо положительным результатам.

2. До настоящего времени Вами, несмотря на многократные напоминания, не высылаются материалы по техническому проекту двигателя РД-101, что лишает нас возможности провести защиту технического проекта ракеты в целом.

Невыполнение Вами этих 2-х условий ставит под угрозу срыва выпуск серии ракет Р-2 к испытаниям в августе месяце с.г.

Ввиду создавшегося положения мы вынуждены приостановить дальнейшее согласование технической документации по двигателю РД-101 до выполнения Вами Ваших обязательств по указанным работам.

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР (КОРОЛЁВ)

Письмо отправлено 22 марта 1950 г., получено в ОКБ-456 25.03.1950 г., приведённый ниже ответ отправлен 2.04.1950 г.

"ГЛАВНОМУ КОНСТРУКТОРУ НИИ-88 МВ
Тов. КОРОЛЁВУ С.П.
Копия: ЗАМЕСТИТЕЛЮ МИНИСТРА ВООРУЖЕНИЯ СССР
Тов. ЗУБОВИЧУ И.Г.
НАЧАЛЬНИКУ ГЛАВНОГО УПРАВЛЕНИЯ
РЕАКТИВНОГО ВООРУЖЕНИЯ МАП
Тов. ЕРЕМЕЕВУ А.И.

1. Испытания рулей по возможности совмещаются с доводочными испытаниями двигателей, зачастую с ущербом для испытуемого двигателя и стенда, а также с ущербом для темпов проводимых работ по двигателю. Тем не менее эти работы проводятся.

Поскольку Вы выражаете неудовольствие темпами этих работ, рекомендовал бы Вам продумать организацию и проведение этих работ на Вашем стенде в Загорске, который практически совершенно не загружен, в то время как стенд ОКБ-456 перегружен, ибо на нём проводятся технологические, доводочные и исследовательские работы по двигателям РД-100 и РД-101. Количество двигателей, необходимых Вам для отработки рулей, можете заказать заводу № 456 МАП.

2. Ваши претензии по срокам предоставления технического проекта двигателя РД-101 приняты быть не могут, так как в своё время Вы были письменно и устно поставлены в известность, что этот проект будет предоставлен Вам в середине апреля с/г.

3. Ваше заявление, что, впредь до проведения испытания рулей и представления технического проекта, Вы приостановили согласование документации по двигателю, по-видимому, задумано как угроза или санкция, без учёта интереса дела, и характеризует Ваш стиль работы, который принимаю к сведению.

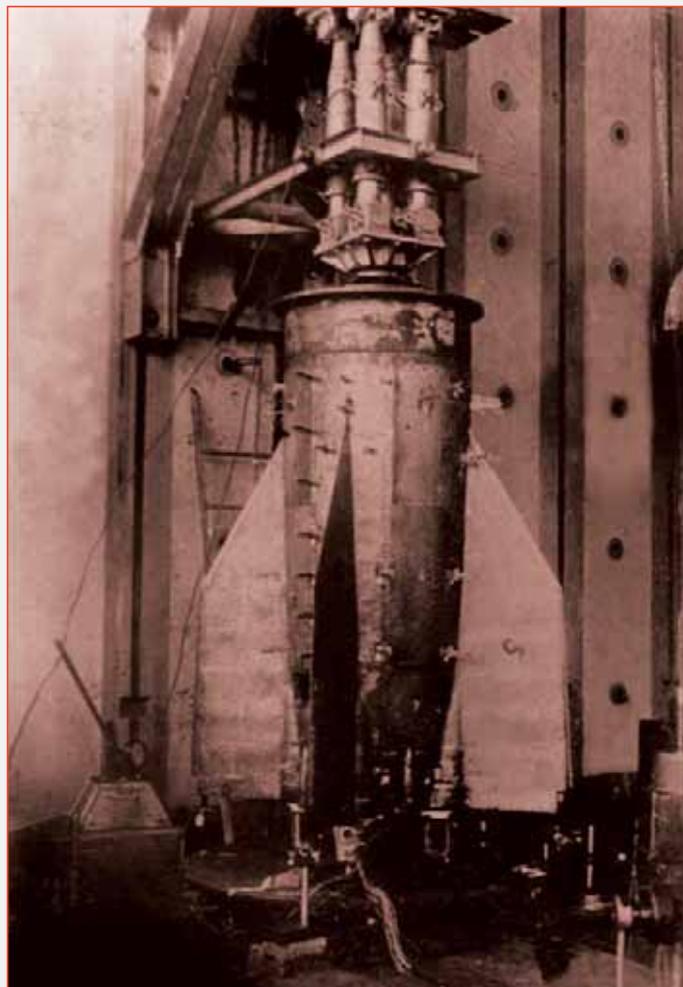
ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР ОКБ-456 МАП (ГЛУШКО)



В.П. Глушко

По результатам лётных испытаний экспериментальной партии ракет Р-2 был составлен план-график устранения выявленных замечаний в работе ракетных систем и ракеты Р-2 в целом. Устранение замечаний и стендовые проверки эффективности принятых мер проводились в течение года, после чего было принято решение изготовить первую партию ракет Р-2 для проведения официальных лётно-конструкторских испытаний (ЛКИ) под руководством комиссии Минобороны. Одновременно с устранением выявленных технических недоработок, для повышения точности попадания боеголовки в цель вводилось двухступенчатое отключение двигателя, что существенно снижало импульс последействия.

Официальные лётные испытания ракет Р-2 в штатном, как считалось, исполнении проводились в октябре-декабре 1950 г. Все 12 пусков оказались аварийными, причём отказы или серьёзные нарушения работы наблюдались практически во всех ракетных системах, включая головные части, которые разрушались из-за перегрева при входе в плотные слои атмосферы. А ведь каза-



Испытания хвостового отсека ракеты Р-1 на осевое сжатие в ЦНИИМаш. 1949 г.



Установка Р-2 на стартовый стол

лось, что технологически производство ракет уже освоено, вносимые изменения хорошо продуманы.

Вообще лётные испытания ракетной техники - это и кнут, и хлеб для конструкторов и производственников. Только при работе в реальных условиях полёта проявляются все скрытые конструкторские недоработки и дефекты изготовления. Как бы тщательно и всесторонне не проверялась на земле работа ракетных агрегатов, вначале в режиме автономных испытаний, потом при огневых испытаниях двигателя, а затем и в составе ступени ракеты при работающем двигателе, всё равно всех возможных в полёте взаимосвязей различных ракетных систем воспроизвести на стенде не удаётся. Лётное испытание - это одновременная работа в режиме эксплуатации всех ракетных систем, это главный тест на соответствие требованиям технического задания. Это в некотором виде подтверждение философского закона: "Практика - критерий истины".

Столь негативные результаты лётных испытаний потребовали внимательного изучения всех конструкторских и технологических нововведений. Для разработчиков ракеты Р-2 сложилась трудная, неприятная обстановка. Вновь подняли головы противники вооружения Советской Армии жидкостными ракетами дальнего действия в предлагаемом исполнении. Да и сторонники ракетного вооружения всё более жёстко ставили вопрос об отказе от криогенного окислителя и замены его на высококипящий компонент топлива.

Такое отношение к применению в ракетной технике жидкого кислорода имело почти 15-летнюю предысторию. Напомним, что в ноябре 1936 г. директор НИИ-3 И.Т. Клеймёнов приказом по институту закрыл направление работ с использованием жидкого кислорода как бесперспективное для боевой ракетной техники. В 1939 г. при обсуждении на НТС НИИ-3 целесообразности продолжения работ по тематике присоединённого к институту коллектива КБ-7 также отказались от разработки боевых баллистических ракет на кислородно-спиртовом топливе. В 1946 г. сторонники разработки ракет дальнего действия негативно относились к использованию кислорода в ракете Р-1, но этот выбор был сделан в правительственном Постановлении и недовольные ограничивались ворчанием при ведении частных разговоров. А поскольку ракета Р-2 считалась новой разработкой и каких-либо предварительных условий по сохранению топлива при модернизации Р-1 не оговаривалось, военные из Главного артиллерийского управления (ГАУ) посчитали в праве официально поставить вопрос о замене жидкого кислорода на один из высококипящих окислителей.

Переписка по этому поводу продолжалась с 8 декабря 1949 г. по 23 марта 1950 г., стороны обменялись тремя парами писем. Письма на бланке Заместителя Начальника ГАУ подписывал генерал-майор инженерно-артиллерийской службы А.И. Соколов, отвечал ему Главный конструктор ОКБ-456 В.П. Глушко. Предложения заменить жидкий кислород обосновывались большими потерями кислорода на испарение при эксплуатации, транспортировке и хранении. Приводимыми в письмах расчётами

показывалось, что замена окислителя не скажется на основных характеристиках ракет Р-1 и Р-2. В ответных письмах Глушко указывал на методические ошибки и неправомочность использования в расчётах некоторых допущений, приводящие к завышению дальности полёта ракеты, а также на сложность использования токсичного и химически агрессивного топлива. Однако военное ведомство продолжало настаивать на замене окислителя и в письме от 14 марта 1950 г., опровергая критические замечания Глушко и его выводы о невозможности равноценной замены жидкого кислорода на высококипящий окислитель для ракет типа Р-1 и Р-2, предложило провести в 1950-1951 гг. научно-исследовательские работы с использованием высококипящих окислителей для последующей разработки двигателей для ракет дальнего действия типа Р-1 и Р-2.

Такая постановка вопроса о замене окислителя переводила теоретические обсуждения эффективности различных топлив в плоскость практической работы: промышленности предлагалось стать инициатором проведения работ по применению в ракетах дальнего действия нового топлива. Это предложение стало основной темой в письме от 23 марта 1950 г., ставшим последним в этом цикле переписки по замене топлива. В нём Глушко привёл доводы, заставившие оппонентов взять временный перерыв. Приведём фрагменты из этого письма: *"В письмах 4 Управления ГАУ указывается... на необходимость "замены жидкого кислорода на другие окислители в двигателях ракет Р-1 и Р-2". При этом упускается из вида, что при переходе на высококипящий окислитель вместо Р-1 и Р-2 получаются другие по конструкции ракеты, которые подлежат разработке заново. Правильной может являться лишь постановка вопроса о создании новых двигателей и новых ракет на высококипящих окислителях с заданными дальностью полёта и величиной полезного груза. Такая постановка вопроса понятна и может быть мотивирована лишь испарением жидкого кислорода, затрудняющим эксплуатацию. Поэтому вопрос о необходимости создания ракет с использованием высококипящих окислителей должен решаться Генеральным Штабом и Военным Министрством исключительно по эксплуатационным соображениям. [...] Таким образом, если компетентными и полномочными организациями будет положительно и официально решён вопрос о необходимости создания ракет на высококипящих окислителях с дальностью несколько сот километров, то дальнейшим этапом должно явиться составление согласованных и утверждённых ТТТ на ракету и реактивный двигатель, на основании которых можно было бы приступить к разработке проекта. В этом случае ОКБ-456, имеющее опыт работы в этой области, не отказывается от разработки двигателя на азотном окислителе, при условии, что МАП усилит ОКБ-456 кадрами и построит стенд, необходимый для отработки двигателя на новом окислителе"*.

Приведённая переписка имела промежуточное значение, предложение замены кислорода на высококипящий окислитель на этом не было снято и поэтому о переписке можно было бы и не упоминать, но она характеризовала некоторые аспекты того времени. Первое, на что следует обратить внимание, это стремление военного ведомства свои проблемы эксплуатации ракетного вооружения, а они действительно были и объективно достаточно серьёзные, решить руками промышленности. В ответ на это Глушко сделал встречное предложение: военное ведомство оформляет тактико-технические требования на разработку новой ракеты дальнего действия и добивается выпуска правительственного Постановления на её разработку, однако это предложение в то время не получило дальнейшего развития. Военные предпочли взять паузу. Что же им помешало? Страх проявить несогласие с решением, принятым бывшим Главнокомандующим? А может они понимали, что их авторитета для замены топлива недостаточно? Можно предположить и другие мотивы такого поведения, но имеет ли это какое-либо значение. Ситуация с выбором топлива началась и развивалась следующим образом.

Топливо для ракеты Р-1 было определено правительственным Постановлением, ракета Р-2 создавалась путём модернизации

конструкции Р-1, дальнейшие разработки планировалось вести с максимальным использованием полученного опыта. Так и сложилось, что на первом этапе создания в СССР ракет дальнего действия их технические характеристики, включая состав топлива, определяли конструкторы-разработчики, а не военное ведомство.

Вторым аспектом переписки о замене окислителя стало обращение военных к Глушко, Главному конструктору двигателя, а не к Королёву, которому письма адресовались как "Главному конструктору НИИ-88" в "копии". Это свидетельствовало о том, что в текущий период времени в военном ведомстве Королёв ещё был мало известен и не имел достаточного авторитета для решения этого вопроса. Глушко же в те годы уже был признанным специалистом в области ракетного топлива. Кроме личного опыта исследования в ГДЛ эффективности различных компонентов топлива, им в 1935 г. была выпущена в соавторстве с Г.Э. Лангемаком книга "Ракеты, их устройство и назначение", в которой имела глава "Жидкое топливо для ракетного двигателя", а несколько позднее Глушко прочитал в ВВА им. проф. Жуковского курс лекций "Жидкое топливо для реактивных двигателей", которые также были опубликованы в печатном виде. В 1945-1944 гг. в Германии, в среде технических и военных специалистов в области реактивного вооружения Глушко получил известность как Главный конструктор двигательного ОКБ-РД, а затем ОКБ-456 по воспроизводству двигателей для ракет дальнего действия.

Немаловажным обстоятельством при выборе адресата для решения вопроса о замене окислителя являлась и значимость ракетного двигателя - "потребителя" топлива, в котором потенциальная химическая энергия топлива преобразуется в кинетическую энергию продуктов сгорания, вытекающих из сопла и создающих тягу - движущую силу ракеты. А ракета с точки зрения участия в создании тяги рассматривалась как "хранилище" топлива.

Второй этап ЛКИ ракеты Р-2 проводился в период со 2 по 27 июля 1951 г. Работы по устранению недостатков дали положительный результат - из 13 пущенных ракет Р-2 12 достигли цели. Единственный аварийный пуск произошёл из-за производственного дефекта. Такой результат позволил комиссии сделать заключение о целесообразности заказа следующей партии ракет, результаты пусков которой должны определить возможность принятия ракеты Р-2 на вооружение.

Заключительный этап лётных испытаний ракет Р-2 состоялся в период с 8 августа по 18 сентября 1952 г., из 14 пущенных ракет 12 выполнили полётное задание. По совокупности положительных результатов двух последних этапов лётных испытаний ракета Р-2 с комплексом наземного оборудования в 1952 г. была принята на вооружение.

В соответствии с порядковым обозначением разрабатываемых ракет подошла очередь изложения истории создания ракеты Р-3. Разработка этой ракеты дальностью полёта до 3000 км прошла малозаметной тенью в истории отечественной ракетной техники как несостоявшийся проект, который своей незавершённой разработкой по существу подвёл итог первому этапу советского промышленного ракетостроения, основанного на успешном использовании немецкого опыта организации ракетостроительной промышленности и дальнейшем творческом развитии конструкции исходного образца - ракеты А-4. Но и незавершённый проект имел свой положительный эффект. Созданная в процессе работ по Р-3 экспериментальная ракета Р-3А после некоторой модернизации превратилась в ракету Р-5 дальностью полёта до 1200 км. Это был удачный выход из щекотливой ситуации с разработкой ошибочного проекта Р-3.

Разработка ракеты Р-3 была задумана как завершение ряда боевых ракет Р-1, Р-2 и Р-3 с последовательно нарастающей дальностью полёта, соответственно 300 км, 600 км и 3000 км. Каждый из указанных вариантов ракет дальнего действия представлял не только образец вооружения, но в ещё большей степени являлся этапом развития промышленного ракетостроения в СССР: создание ракеты Р-1 - аттестация готовности советских заводов к изготовлению и последующим лётным испытаниям ра-

кет на полигоне; ракета Р-2 - демонстрация научно-технической готовности к творческой модернизации ракетной техники; ракета Р-3 - экзамен конструкторов и технологов на самостоятельную разработку ракет дальнего действия.

Следует напомнить: если предложение приступить к созданию ракет Р-2 основывалось на успешно проведённом комплексе расчётно-экспериментальных работ по исследованию возможности модернизации ракеты А-4, то предложение о начале работ по созданию Р-3, сделанное до освоения технологии производства и формирования кооперации научных организаций и промышленных предприятий для изготовления ракеты Р-1, выглядит авантюрой.

Но это оценка с позиций сегодняшнего дня, зная конечный результат. А в тот период времени международная обстановка заставляла спешить и правительство СССР положительно отнеслось к предложению увеличить дальность ракетного вооружения. 14 апреля 1948 г. вышло Постановление Совета Министров СССР о начале работ по созданию ракеты Р-3 дальностью действия 3000 км.

Словно навёрстывая упущенное в 30-40-е годы время, преодолев психологический барьер в разработке ракет дальнего действия с мощными ЖРД и в порядке самоутверждения наши конструкторы, ещё ничего не сделавшие самостоятельно, но подталкиваемые требованиями военных, взялись за создание ракеты с 10-кратным увеличением дальности полёта на основе хотя уже и существующего, но разработанного другими конструкторами образца новой техники.

Однако выбранные явно завышенные технические характеристики ракеты Р-3 вошли в противоречие с имеющимися в то время научно-техническими достижениями, а иной по масштабу геометрических размеров двигатель пытались уложить в прокрустово ложе существующих технологических процессов и оборудования. Всё это сопровождалось "кавалерийскими" сроками отработки. Сказались, видимо, эйфория победителей, научно-технический азарт и опры работы в военные годы, когда, казалось бы, в невозможные сроки создавались новейшие образцы вооружения.

Ракеты Р-1 и Р-2 хотя и назывались ракетами дальнего действия, но во время их принятия на вооружение фактически таковыми не были. В сложившейся международной обстановке при обострении политического противостояния США и СССР требовалось ракетное вооружение дальностью в тысячи километров. Принятое правительством СССР Постановление о разработке ракеты Р-3 дальностью в 3000 км воспринималось не только как создание оружия для европейского театра военных действий, но и как первый, начальный этап разработки ракет дальностью 10 000 км и более. Это нашло своё отражение в разработанном эскизном проекте, который можно условно разделить на два уровня по значимости рассматриваемой тематики: первый - разработка общих вопросов создания ракет дальнего действия; второй - предложения по конструкции ракеты Р-3 и комплектующих её систем.

Первый том проекта, подготовленный в отделе №3 СКБ НИИ-88 под руководством Королёва, имел название "Принципы и методы проектирования ракет большой дальности". В нём был обобщён опыт конструкторских работ и лётных испытаний ракет Р-1 и Р-2 и далее, цитируя эскизный проект, "в качестве следующего этапа, могущего решать значительно большие задачи, намечена дальность полёта порядка 8 тыс. км. В качестве одного из решающих критериев оценки при выборе направления дальнейших работ принималась их реальность и осуществимость в ближайшее время".

В декабре 1949 г. в НИИ-88 состоялся НТС, на котором обсуждался представленный эскизный проект ракеты Р-3. Официальные рецензенты проекта основное внимание уделили значимости представленных материалов для дальнейших разработок ракет дальнего действия. Так, А.А. Космодемьянский отметил, что "обсуждение представленного проекта есть обсуждение дальнейших путей развития ракетной техники у нас в стране". Эту же мысль поддержал М.К. Тихонравов: "Нельзя рассматривать такой

проект, как проект Р-3, вне перспектив дальнейшего развития ракетной техники".

В процессе защиты эскизного проекта рассматривались и предложения по конструкции двигателя. Правительственным Постановлением разработка двигателя для ракеты поручалась на конкурсной основе ОКБ-456 и НИИ-1, входящему в то время в состав ЦИАМ. ОКБ-456 возглавлял Глушко, уже признанный лидер отечественного ракетного двигателестроения, в НИИ-1 разработку двигателя возглавил А.И. Полярный, который до этого без заметных успехов работал последовательно в ГИРД, РНИИ и возглавлял вместе с Л.К. Корнеевым бесплодное КБ-7. Привлечение к конкурсу исследовательского института, не имеющего производственной базы, и назначение ответственным за разработку двигателя для перспективной и важной для обороноспособности страны ракеты специалиста с таким предыдущим опытом работы показывает, что в то время руководство ракетостроением в стране плохо представляло, какие научно-технические трудности предстоит преодолеть для успешного создания ракет с более высоким уровнем технических характеристик по сравнению с ракетами Р-1 и Р-2.

В эскизном проекте ракеты Р-3 Королёв использовал проект двигателя, разработанный в ОКБ-456. При защите проекта он так ответил на вопрос о причине такого выбора: *"Согласно Постановлению правительства этот проект выполняли две организации. Я должен сказать, что у нас (в проекте ракеты) везде фигурирует двигатель ОКБ-456 и этому были причины, известные Вам: колоссальный опыт ОКБ-456, а также то, что мы с Глушко работаем не один десяток лет вместе. Оба проекта рассматривались на секции, были приняты определённые решения, а дальше - воля начальства. Я только могу сказать, что А.И. Полярный, являющийся одним из старейших двигателистов, не имеет базы для работы, а ЦИАМ по своему профилю не желает этот двигатель строить. Мне кажется, что в решении сегодняшнего пленума было бы целесообразным отметить желательное осуществление обоих двигателей. Все наши работы и расчёты мы сделали под двигатель В.П. Глушко"*.

В конструкцию двигателя для ракеты Р-3, получившего обозначение РД-110, конструкторы ОКБ-456 внесли существенные новинки, которые явились следствием повышенных параметров и характеристик двигателя РД-110 в сравнении с двигателем РД-100 (приведены в скобках): топливо - кислород+керосин (кислород+спирт), тяга двигателя - 120 тс (26 тс), удельный импульс - 244 с (203 с), давление в камере - 60 атм (16 атм), габариты в мм - 5200/1800 (3700/1650) и т.д.

Продолжающееся использование теперь уже в новой разработке жидкого кислорода вызвало негативную реакцию у участвующего в работе НТС представителя Министерства обороны полковника А.Г. Мрыкина: *"Я должен заявить, что с точки зрения ГАУ жидкий кислород для ракеты Р-3 нас совершенно не устраивает. Мы настойчиво будем просить автора проекта двигательной установки заменить жидкий кислород на другой окислитель"*. Опять с "настойчивой просьбой" заменить кислород военные обращаются к двигателисту, хотя необходимость использования кислорода обосновывалась в одном из томов эскизного проекта, выпущенном отделом № 3 НИИ-88 под руководством Королёва. Правильность выбора подтверждалась приведенными баллистическими расчётами, выбор кислорода устраивал и двигателистов,

т.к. это позволяло использовать имеющийся опыт разработки конструкции всего окислительного тракта двигателя.

Однако на этот раз мнение военных было всё-таки услышано. И хотя в проекте ракеты Р-3 оно не получило реализации, в решении НТС была отмечена необходимость начать расчётно-экспериментальные работы по применению высококипящих окислителей и высококалорийных горючих, обеспечивающих дальность полёта ракет более 10 000 км.

Наиболее существенные изменения конструкции агрегатов двигателя были вызваны заменой спирта на керосин. Эта замена дала возможность получить требуемую величину удельного импульса тяги для выполнения заданной дальности действия ракеты. Однако использование керосина одновременно породило трудности с обеспечением надёжного охлаждения камеры двигателя, т.к. температура продуктов сгорания керосина в кислородной среде по сравнению со спиртом повысилась примерно на 1000 К, а охлаждающие свойства керосина, которым охлаждается внутренняя стенка камеры, значительно хуже, чем у спирта. В связи с этим для обеспечения работоспособности камеры её внутреннюю стенку в отличие от камер двигателей ракет Р-1 и Р-2 предлагалось выполнять оребрённой и из медного сплава. Глушко вернулся к собственной конструкции тракта охлаждения, которую он успешно применял в камерах многочисленных ОРМ, а также в камерах двигателей РД-1, РД-1ХЗ, РД-2 и РД-3. Однако эта конструкция в части технологичности её выполнения вызвала замечания у рецензирующего эскизный проект А.М. Исаева.

В "Рецензии на эскизный проект двигателя РД-110 для ракеты Р-3", подписанной Исаевым 25 ноября 1949 г., отмечается: *"Получилась конструкция, которую, вопреки уверениям авторов, невозможно признать технологичной и удобной для серийного производства. Трудно представить себе, что может быть найден скоростной и дешёвый способ образования рёбер на медной штампованной камере. Хотелось бы получить исчерпывающее разъяснение...чем оправдано такое большое усложнение технологии"*.

Несколько неожиданное замечание. Напомним: Исаев, по его собственным воспоминаниям, консультировался у Глушко в 1942-1944 гг. и много почерпнул из имеющегося у него опыта конструирования ракетных двигателей. И вдруг такая критика используемой им самим же конструкции. Что же произошло, что изменилось в оценке Исаевым общепринятой в то время конструкции камеры ЖРД?

Указанное в рецензии Исаева замечание о нетехнологичности для серийного производства конструкции камеры двигателя РД-110 хотя и не привело к каким-либо последствиям при проектировании камеры, но показало различный подход к конструкции камеры ЖРД в ОКБ-456 под руководством Глушко и КБ под руководством Исаева. Поскольку вклад конструкторов указанных КБ оказал определяющее значение на развитие отечественного ракетного двигателестроения, рассмотрим это подробнее.

А.М. Исаев в августе 1941 г. был назначен ведущим конструктором в КБ В.Ф. Болховитинова ракетного двигателя для истребителя-перехватчика БИ-1. Вскоре, в сложившейся обстановке в начале 1942 г. он возглавил стендовую отработку этого двигателя, разработанного в НИИ под руководством Л.С. Душкина. В те годы для тракта охлаждения камеры использовалась разработанная Глушко в 1933 г. в ГДЛ оребрённая внутрен-



РД-110

няя стенка. К такой конструкции Глушко пришёл экспериментальным путём после ряда неудач с охлаждением "гладкой" стенки. После объединения ГДЛ и ГИРД в РНИИ оребрённая стенка стала общепринятой конструкцией. Она изготавливалась из стальной поковки на токарных и фрезерных станках и имела высокую трудоёмкость. Исаев все эти годы работал либо в КБ при самолётостроительном заводе, либо в НИИ в условиях ограниченных технологических и производственных возможностей и для него поиск более технологичной конструкции являлся принципиальной необходимостью. В своей книге *"Первые шаги к космическим двигателям"* (изд. "Машиностроение", 1979 г.) он вспоминал: *"Если бы КБ располагало хорошей производственной базой, а его работники имели представление о возможностях хорошо налаженного серийного производства с высоким уровнем технологии, наверное, другими были бы их конструкции. [...] Поэтому первой задачей конструктора было добиться максимальной простоты, создать конструкцию, которая бы не требовала специальной оснастки, была бы изготовлена из подручных материалов, не требовала бы освоения новых технологических процессов"*. В этом плане наибольший эффект можно было получить от замены оребрённой стенки на гладкую, но это по имеющемуся практическому опыту должно было отрицательно сказаться на надёжности охлаждения. Нужно было найти оптимальный баланс между обеспечением высокой технологичности конструкции и её работоспособностью в натурных условиях. Для принятия неординарного решения - отказаться от оребрённой стенки - Исаеву нужен какой-нибудь внешний побудительный толчок. И он нашёлся.

При исследовании в августе 1944 г. привезённых из Польши фрагментов упавшей ракеты А-4 Исаев обратил внимание, что охлаждаемая поверхность внутренней стенки камеры выполнена гладкой, а сам тракт охлаждения представляет собой щелевой зазор между внутренней и наружной стенками. Положительный опыт эксплуатации немецкой конструкции воодушевил Исаева, позднее, в вышеупомянутой книге, отметил: *"У двигателюв ещё больше окрепла вера в необходимости разработать свои ракетные двигатели - простейшие по конструкции... С переходом с оребрённого сопла на сопло с щелевым охлаждением стало ясно, что можно делать камеру сгорания из листового материала. [...] Впервые камера сгорания из листа была изготовлена осенью 1944 г."* Внутренняя и наружная стенки такой камеры изготавливались из стального листа путём его свёртывания в цилиндр с последующей сваркой продольным швом. Однако при такой технологии изготовления получить строго цилиндрические стенки практически невозможно, а это приводит к неравномерному зазору между стенками, что отрицательно влияет на охлаждение камеры. Для получения гарантированно равномерного зазора на наружную поверхность внутренней стенки стали укладывать калибрующий зазор вначале толстые проволоки, а затем длинные пластины прямоугольного сечения, получившие в обиходе наименование "лапшины". Проволоку и "лапшины" на концах прихватывали к стенке сваркой. Казалось бы, задачи равномерного охлаждения успешно решены. Но первые же огневые испытания таких камер выявили их неработоспособность.

Тонкостенная внутренняя стенка, без оребрения, играющего в прочностном отношении роль рёбер жёсткости, по достижению в тракте охлаждения перепада давления 13...15 атм. теряла устойчивость, деформировалась в полость сгорания и прогорала. Стало ясно, что это хронический порок конструкции и что без прочного подкрепления внутренней стенки такая конструкция имеет порог по допустимому перепаду давления на внутреннюю стенку, а это существенно ограничивает размеры и тяговые характеристики камер и ЖРД в целом.

Для решения задачи повышения работоспособности такой конструкции необходимо было "заставить" всю конструкцию работать как монолитную трубу только на внутреннее давление газов. Для этого нужно было соединить в прочностном отношении внутреннюю и наружную стенки через "лапшины", которые имели удобное для этого случая прямоугольное сечение. Но для этого нужно

было преодолеть господствующее все годы проектирования камер ЖРД, начиная с работ К.Э. Циолковского, убеждение о недопустимости силовой связи между оболочками камеры сгорания в связи с разницей в их температурном расширении во время работы ЖРД. Конструкторы КБ Исаева провели специальное экспериментальное исследование при огневых испытаниях камеры и убедились, что жёсткое соединение стенок не приводит к разрушению такой конструкции. Сомнений в возможности применения гладких стенок, прочно соединённых между собой, больше не оставалось. Предстояло выбрать оптимальный способ их соединения.

Контактная электросварка требовала плотной подгонки свариваемых деталей, что практически было невыполнимо и от неё отказались. Попытка применить пайку твёрдым припоем с использованием пламенной печи не привела к положительному результату. Остановились на точечной сварке, хотя и она не обеспечивала стабильной прочности соединения. Дальнейшие усилия были направлены на создание иной конструкции камеры, обеспечивающей надёжную силовую связь оболочек.

Новая конструкция связей предусматривала выполнение на наружной стенке местных выштамповок заданной глубины, выполняющих двойную роль: они гарантировали требуемый зазор между стенками для течения охлаждающей жидкости и обеспечивали силовую связь посредством точечной сварки в месте соприкосновения стенок. В технологическом отношении эта конструкция была более прогрессивна, т.к. она позволяла проконтролировать наличие и качество сварки в каждой выштамповке.

Камеры с выштамповками показали достаточную надёжность в работе при давлениях газов в полости сгорания до 30 атм и использовались в двигателях, разработанных под руководством Исаева для зенитных ракет и ракеты Р-11 конструкции ОКБ-1. Кроме этого аналогичную конструкцию камер ЖРД использовал Л.С. Душкин в первой половине 50-х годов в разрабатываемых им двигателях для самолётов.

Ограничение по допустимой величине давления газов в камере не позволило использовать эту конструкцию для разработки перспективных ЖРД, но рождение самого принципа и выполнение исходной конструкции связанных оболочек в КБ под руководством Исаева открыли дальнейшие пути создания отечественных ракетных двигателей.

Однако в ноябре 1949 г., в момент выдачи *"Рецензии на эскизный проект двигателя РД-110 для ракеты Р-3"* работоспособной конструкции камеры со связанными оболочками ещё не существовало, и представленная в эскизном проекте конструкция двигателя РД-110 была принята для дальнейших работ.

Создание первого отечественного мощного ЖРД в ОКБ-456 началось с проверки работоспособности новых конструкторских решений на специально построенных стендах, затем последовала отработка основных агрегатов двигателя на модельных режимах. Предварительную автономную отработку прошли ТНА, газогенератор, агрегаты автоматики, были начаты огневые испытания экспериментальных камер на модельных режимах. На этом дальнейшие работы по созданию двигателя были остановлены, т.к. проведенные более глубокие расчётно-экспериментальные исследования выявили наличие большого количества трудноразрешимых научно-технических проблем по созданию двигателя с заявленными характеристиками. Подводя итог проведенным экспериментальным работам по двигателю РД-110, Глушко в письме в адрес министра М.В. Хруничева отметил, что *"создание двигателя на 120-140 тонн тяги связано с решением ряда проблем, которые находятся на границе посильного современной науке и технике"*.

При разработке других ракетных систем и ракеты Р-3 в целом столкнулись с аналогичными трудностями и были вынуждены остановить дальнейшее проведение работ. Создание ракеты Р-3 было прекращено на стадии проведения предварительных работ, но сама постановка задачи, проведенные конструкторские работы и расчётно-экспериментальные исследования оказали существенное влияние на отечественное ракетостроение. ■

(Продолжение следует.)

РАЗРАБОТКА РАКЕТ В США*

В настоящее время основное внимание ученых направлено на разрешение принципиальных научных вопросов, лежащих в основе проектирования ракет и управляемых снарядов. Решение этой важной проблемы даст прекрасные результаты в будущем.

Некоторые американские специалисты считают своевременным приблизить план работы в области ракетной техники к разрешению практических задач. По их мнению, необходимо приступить к разработке методов массового производства ракет существующих типов, к тренировке войсковых подразделений и к приобретению опыта обращения с ракетами. В подтверждение необходимости проведения такой работы приводится тот факт, что на практическое освоение опытного образца двигателя затрачивается обычно больше года.

В настоящее время уже существует по меньшей мере 6 типов ракет и управляемых снарядов, которые действуют удовлетворительно и к практическому освоению которых можно приступить. Это ракеты "Горгон", "Ларк", "Викинг" (она же "Нептун"), "Вак-Капрал", "Аэробы" и некоторые другие.



"ВАК-Капрал" - первая послевоенная американская ракета на жидком топливе

ЗАПУСК ДВУХСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ*

24 февраля 1949 г. двухступенчатая ракета, запущенная Артиллерийским управлением США на полигоне Уайт-Сэндс, достигла высоты свыше 400 км.

В этой ракете, поставившей рекорд высоты, в качестве первой ступени использовалась немецкая ракета "Фау-2" с измененной боевой головкой, приспособленной для присоединения второй ступени - американской ракеты "ВАК-Капрал". Общая длина ракеты составила 18 м, а ее масса - 13,5 т.

Выбор этой комбинации ракет объяснялся тем, что оба типа ракет были окончательно разработаны, имелись в наличии, и поэтому их применение требовало меньших затрат.

Как в США, так и в других странах было построено и запущено много двухступенчатых ракет. В качестве первой ступени в этих ракетах используются стартовые ракеты, которые в течение возможно более короткого времени должны сообщить основной ракете оптимальную скорость или обеспечить достижение определенной высоты.

Эти стартовые ракеты обычно бывают пороховыми, действуют весьма непродолжительное время и отделяются от основной ракеты на небольшой высоте при сравнительно небольших скоростях.

В противоположность таким ракетам, под двухступенчатой ракетой принято понимать комбинацию двух ракет с жидкостными реактивными двигателями продолжительного действия.

Создание этого типа ракет требует решения ряда сложных проблем, из которых, пожалуй, наиболее сложной является проблема зажигания двигателя второй ступени. Очевидно, что зажигание должно произойти или в момент отделения первой ступени ракеты, или непосредственно перед ее отделением. При значительной продолжительности действия двигателя первой ступени это отделение произойдет на такой высоте, где воздух сильно разрежен. Влияние чрезвычайно низкого окружающего давления на смешивание и зажигание жидких топлив еще мало изучено. Поэтому на разработку устройств, которые обеспечили бы запуск ракеты "ВАК-Капрал" в нужный момент, потребовалось много усилий и времени.

Вторая задача состояла в сохранении устойчивости второй ступени в течение периода горения. Недостаточная устойчивость являлась бы причиной сильного рыскания ракеты "ВАК-Капрал". Почти полное отсутствие атмосферы в момент отделения первой ступени ракеты и после ее отделения делало использование аэродинамических поверхностей весьма малоэффективным. Таким образом, требовалось иное решение этого вопроса.

Возникали и другие проблемы, например влияние нагревания при больших скоростях на оболочку ракеты "ВАК-Капрал".

Решением этих и многих других проблем занимались по договорам с Артиллерийским управлением США фирмы "Дженерал

электрик", "Дуглас эркрафт" и лаборатория реактивных двигателей Калифорнийского технологического института.

Радиоследящая система, работающая по принципу Допплера, разработанная научно-исследовательской баллистической лабораторией Эбердинского полигона, передавала данные о полете ракеты по всей длине траектории.

Ценные данные о работе второй ступени ракеты и об аэродинамических условиях во время полета передавались по четырем телеметрическим каналам. В верхней части траектории разрежение атмосферы было значительно больше, чем максимальное разрежение, когда-либо полученное в лаборатории. Удовлетворительная работа радиоаппаратуры в таких условиях явилась большим достижением в области электроники.

Недостаточные размеры полигона Уайт-Сэндс вызвали большие опасения, хотя вероятность поражения населения падающей ракетой "ВАК-Капрал" была чрезвычайно незначительной. Тем не менее необходимо было добиться того, чтобы ракета упала в пределах полигона.

В системе безопасности были проведены значительные усовершенствования. Кроме того, были осуществлены опытные запуски нескольких ракет с меньшим запасом топлива во второй ступени с целью проверки, можно ли будет добиться спуска ракеты на землю раньше, чем она покинет пределы полигона.

Первый запуск при полном запасе топлива прошел успешно. Отделение ракеты произошло на высоте около 32 км. Ракета "ВАК-Капрал" достигла скорости более 2250 м/с и высоты 400 км. Время подъема составило 6,5 мин., а время полета до момента падения - 12 мин.

Ракета "Фау-2" (первая ступень) упала на расстоянии 32 км к северу от места запуска. Согласно показаниям следящей системы, ракета "ВАК-Капрал" упала на расстоянии 136 км к северу от места запуска. Место падения этой ракеты не было обнаружено. При определении места падения пришлось внести поправку на 9,5°, по азимуту для учета вращения Земли за время полета.

Ракета даст возможность изучить новые и неисследованные области верхних слоев атмосферы. Результаты, полученные во время полетов двухступенчатой ракеты, сыграют большую роль при конструировании ракет дальнего действия.



Фау-2 и "ВАК-Капрал"

*Новости ракетной техники. Реферативный бюллетень. Выпуск 1. Издательство иностранной литературы. Москва. 1949 г.

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ.

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

Александр Иванович Бажанов, член-корр. РИА и МИА

В статье на основе знаний, полученных при разработке теории турбулентности, предпринята попытка объединить процессы, происходящие в микромире и Космосе, и проиллюстрировать это на конкретных примерах, полученных при исследовании Солнечной системы.

In article on the basis of the knowledge received by working out of the theory of turbulence, attempt to unite the processes existing in a microcosm and Space is undertaken, and to illustrate it on the concrete examples received at research of Solar system.

Ключевые слова: турбулентность, ячейка Бенара, фуллерен, вязкость солнечного ветра, ударные явления в солнечной системе.

Keywords: turbulence, cell of Benar, fullerene, viscosity of a solar wind, the shock phenomena in solar system.

Солнечная система - это наша колыбель и наше пристанище. Это то место, где коротает свой мизерный век человек. Но! Человечество в целом занимает в пространстве и времени достаточно продолжительный интервал и промежуток. Солнечная система - это наше повседневное хозяйство. По-видимому, в этой системе кроме Человека на Земле разумных существ нет. Человек занимается поиском хоть какого-нибудь разума. Он отлетает от Земли на большие расстояния и пока никого не встретил. Но, может быть, его разума недостаточно, чтобы понять разумное другой стороны. Может быть тот более высокий разум не допускает его так близко. Всё это, так или иначе, говорит в пользу того, что знает человек о своём "Жилище" совсем мало. Самые первые созерцательные знания, как у чукчи, скользящем в нартах на оленях по бескрайней снежной равнине, в песне, с восторгом выражающей увиденное, дают только отрывочные, как правило, бессвязные факты.

Можно сказать, что на этой стадии познания человеком Космоса происходит только коллекционирование новых объектов, событий и пространственно-временных констант. Так, например, было установлено, что водород и гелий главенствуют в Солнечной системе. Источником всего являются атомы водорода, или протоны, которые, зарождаясь (или, что все равно, давным-давно зародились) внутри Солнечной системы под воздействием термоядерной реакции порождают атомы гелия, или что тоже самое, α -частицы. В итоге Солнце испускает альфа протонную субстанцию, или, по-русски, солнечный ветер. Потоки солнечного ветра, вылетающие с поверхности, имеют температуру 6000 градусов, скорость порядка 106 м/с и энергию $0,633 \cdot 10^8$ Вт/м², двигаются в радиальном направлении, заполняя космическое пространство и воздействуя на всё, что попадает на пути. А это Земля и другие планеты, астероиды и метеориты, космические аппараты и т.д.

Солнце настолько большое по сравнению с любыми планетами Солнечной системы (рис. 1), что оно способно удержать как

сами планеты, так и то, что само испускает - солнечный ветер. Конечно, этот ветер обладает электромагнитными свойствами, радиационными (всевозможные лучи от инфракрасных до ультрафиолетовых), волновыми (с широким диапазоном частот), ну и, конечно, механическими. Следует отметить, что в процентном содержании водорода, гелия и других элементов в Солнечной системе соответственно 76, 23 и 1 процент. Если распределить весовые доли остальных элементов, кроме H₂ и He, то на последние придется 0,7677 и 0,2323. Это означает, что коэффициент адиабаты Пуассона для такой системы будет равен -1,46, средневзвешенная масса этой условной альфапротонной космической частицы (альфапротон) равна $\sim 0,30 \cdot 10^{-27}$ кг, а диаметр альфа протона $\sim 1,3 \cdot 10^{-10}$ м (1,3 Å). По сравнению с Солнцем это очень маленькие массы и размеры: масса Солнца $M_C = 1,99 \cdot 10^{30}$ кг, а его радиус $R_C = 6,96 \cdot 10^8$ м.

С помощью специальных миссий были обозначены размеры Солнечной системы. С помощью аппарата "Вояджер-1" было установлено, что ограничивающая Солнечную систему сферическая ударная волна начинается на расстоянии 94 а.е. Она отходит от границы галактического окружения, подпирющую Солнечную систему, на расстояние $\sim 8 \cdot 12$ а.е. Эта граница называется гелиопаузой (110 а.е.). Ширина волны оценивается примерно в 4 а.е. Здесь солнечный ветер останавливается.

Было установлено, что в процессе движения солнечный ветер тормозится и подходит к границе ударной волны со скоростью 400 000 м/с. За время активного исследования Солнечной системы Человеком многое стало известным. Исследования с помощью мощных современных телескопов, с помощью космических аппаратов и, наконец, самого Человека снабдили знаниями, которые позволили составить карту ближайшего Космоса, качественно описать планеты и астероиды, определить карты магнитных полей и пр.

Каждая крупница знаний направлена на изучение антропологических свойств Вселенной, эволюции Солнечной системы, на разработку прогнозов, предсказаний будущих историй, а главное - на облегчение практической жизни Человека (мониторинг погоды, связь, навигация, поиск полезных ископаемых, предсказание катаклизмов, стихийных бедствий и т.д.).

Для реализации этих желаний не достаточно только созерцательного, эмпирического подхода. Требуется поиск взаимосвязей, взаимозависимостей. И здесь Человек может применить свой научный опыт для изучения процессов внутри Солнечной системы. Пусть расстояния измеряются не в метрах, а в астрономических единицах, пусть время измеряется не в секундах, а в тысячелетиях. Зато концентрации измеряются в космосе в "нанах", а массы элементарных частиц - в "фемтах". Другими словами, если "гиги" умножить на "наны", то будет единица. А это значит - можно переносить земные научные наработки на космические. Мы попробуем проиллюстрировать на нескольких примерах справедливость этих утверждений. Базируясь на теории турбулентности попробуем



Рис. 1 Планеты Солнечной системы

свести концы с концами в "хаосе", наблюдаемом в космосе и показать что это не хаос, а тонко организованная структура (1).

Шестиугольники в солнечной системе

Исследования космоса осуществляются с помощью телескопов и космических аппаратов, как с пролётной траектории, так и находящихся на орбитах вокруг планет (рис. 2, 3, 4, 5). Солнце учёные начали систематически исследовать с орбиты Земли.



Рис. 2 Вояджер-1



Рис. 3 Вояджер-2



Рис. 4 Пионер-11



Рис. 5 Кассини

НАСА запустило 8 обсерваторий, которые стали функционировать как единая Орбитальная солнечная станция. Семь из них успешно отработали и наблюдали Солнце в ультрафиолетовых и рентгеновских лучах. Среди прочих достижений были сделаны фотографии солнечной короны. Была реконструирована структура Солнца (рис. 6) и, в частности, установлен приповерхностный слой конвективных потоков. Это такая зона, в которой с большой скоростью происходит обмен энергией внутренних слоёв и хромосферы. Система течения внутри слоя достаточно стабильна. Горячие потоки идут в направлении от центра Солнца, а холодные спускаются внутрь. Анализ такого течения наводит на мысль, что оно аналогично конвекции Бенара. Всё налицо! Слой по толщине достаточно стабилен и относительно радиуса составляет величину чуть больше четверти (0, 2582). Движение потоков вверх (горячих) и вниз (холодных) возможно только в случае радиальной циркуляции, то есть по образующим тора. Причем потоки вверх осуществляются через центр тора, а вниз по периферии. Поскольку тороидальный вихрь один существовать не может - он не устойчив, то всегда его подпирают шесть подобных торов, вращение в совокупности с которыми создаёт вихревую парность.

Один тор с внешней стороны подкручивается шестью смежными торами, каждая шестая часть из которых в сумме даёт ответное вращение полной внешней поверхности центрального. Такая картина впервые реализована на медной сковородке Бенара.



Рис. 6 Солнце в разрезе

Также изначально точно была известна толщина слоя вращающегося силиконового масла. На нагретой поверхности образовалась гексагональная структура, именуемая ячейками Бенара. А на Солнце возникают гексагональные структуры? Тогда они будут устойчивы только в том случае, если они покрывают без прорех всю поверхность Солнца. А как это доказать? Привлечём для этого теорию фуллеренов. Фуллерены - это аллотропные модификации углерода. Они представляют собой молекулы углерода, выстроенные в виде замкнутых поверхностей, близких к сферам, и содержат помимо шестиугольников, в вершинах которых находятся атомы углерода, пятиугольники (пентагоны), которые придают кривизну. Подобные геометрические конструкции названы фуллеренами в честь великого американского архитектора Ричарда Бакминстера Фуллера (рис. 7). Всю свою яркую жизнь Бакминстер

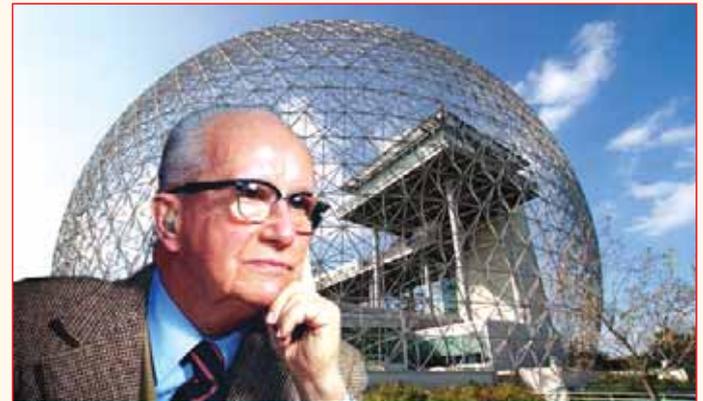


Рис. 7 Ричард Бакминстер Фуллер и одна из его конструкций

Фуллер посвятил созданию больших сферических конструкций, собранных из лёгких элементов. Многие из них являются великолепными памятниками архитектуры*. Но Фуллер мечтал ещё и о создании огромных оболочек, способных заключить в себе самодостаточные инфраструктуры, подобные Земным. Он мечтал о сферах космического масштаба, внутри которых мог бы комфортно жить человек и совершать межпланетные экспедиции.

Его идеи плодотворно вписались в различные разделы техники. Фуллерены вошли базовой составляющей в нанотехнологию. Ведь самый знаменитый фуллерен C₆₀, который называется бакминстерфуллереном (рис. 8) имеет размер в диаметре один нанометр.

Итак, фуллерены - это такие молекулы, в которые укладываются атомы углерода в виде шести- и пятиугольников в сферы. Но это происходит не всегда. На известную сферическую поверхность можно уложить только строгое число шестигранников и тогда они сомкнутся. Что же это за число? Это "магическое" число и оно не одно. Существует множество "магических" чисел и по ним идентифицируют фуллерен. Эти числа пишутся индексом при атоме углерода: C₂₀, C₂₄, C₂₆, C₂₈, C₃₂, C₅₀, C₆₀, C₇₀, C₇₆, C₇₈, C₈₄, C₉₀. Начиная от 100 и до 150 эти числа отличаются на 2: C₁₀₂, C₁₀₄... C₁₄₈, C₁₅₀. Известен фуллерен C₂₀₀.

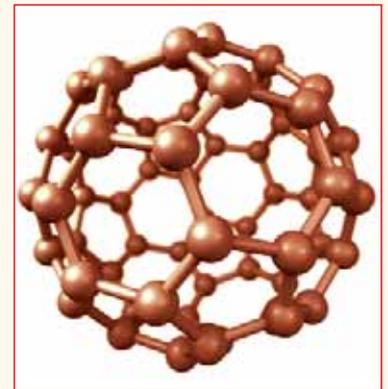


Рис. 8 Бакминстерфуллерен

Что же остаётся? Остаётся доказать, что конвективные ячейки будут существовать устойчиво, если все они без прорех покроют поверхность Солнца. И если вдруг они покроют его, то число вершин будет равно одному из "магических" чисел.

Как уже говорилось, отношение толщины слоя (диаметр вихря, а два диаметра - диаметр тора) к радиусу Солнца составляет

*Аналогичными конструкциям при строительстве башен занимался русский инженер и архитектор Владимир Григорьевич Шухов

0,258. Определим количество торов на поверхности Солнца как отношение площади Солнца к площади проекции тороидального вихря в виде функции $n = S_C/S_\delta = 4(R_C/r)^2$. Отношение даёт число, в точности равное 60. По теореме Эйлера для многогранников $V - P + \Gamma = 2$, где V - количество вершин, P - количество рёбер, Γ - количество граней, применительно к ячейкам в виде шестигранников и пятигранников, определим по количеству граней количество вершин. Так как $2P = 3V$ (для пятиугольников), то количество вершин равно $V = 2\Gamma - 4$ или $V = 2 \cdot 60 - 4 = 116$.

Полученное число 116 является одним из "магических", доказывающее утверждение, что на поверхности Солнца находятся ячейки Бенара, а само Солнце - это фуллерен C_{116} .

Теперь о Сатурне. Космический аппарат "Вояджер-1" в период своей миссии обнаружил гигантский гексагон на северном полюсе Сатурна, а в 2006 году КА "Кассини-Гюйгенс" сделал много великолепных снимков с четким изображением этого образования (рис. 9). Качественно этот феномен уже комментировался в

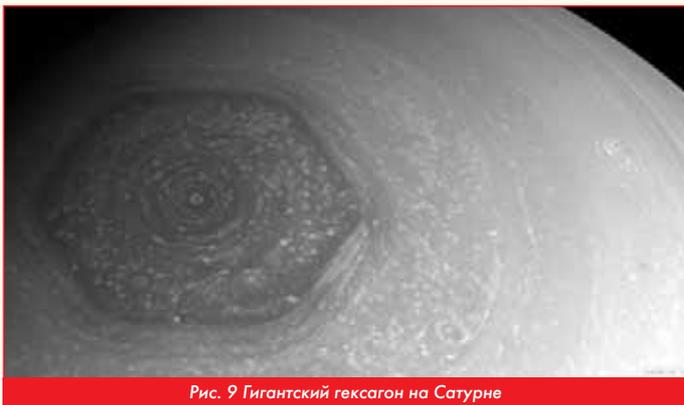


Рис. 9 Гигантский гексагон на Сатурне

[2], где выдвигалась версия о конвективных ячейках Бенара на поверхности газового гиганта. Теперь проделаем вычисления. Площадь поверхности верхнего облачного слоя Сатурна оценивается в $4,27 \cdot 10^{10}$ км², площадь шестигранника - $3 \cdot 10^7$ км². Рассчитаем отношение этих поверхностей $S_C/S_\delta = 60$. Опять 60! Ему соответствует $n = 116$. То есть, то же самое, что и на Солнце. И Солнце, и Сатурн - это фуллерен C_{116} .

Теперь о турбулентности. Тороидальные вихри это тоже турбулентность. Более того такая турбулентность наряду с волнами Толмина-Шлихтинга, торсионными жгутами, является классической турбулентностью, представляющей собой классическую разновидность устойчивых образований. Но сейчас разговор пойдёт о причинах, их вызывающих. Это вязкость и положительный градиент давления.

Вязкость солнечного ветра

Что такое вязкость с молекулярно-физической точки зрения? Это сопротивление телу, движущемуся в среде, организованное окружающими его частицами среды. Каждая частица среды, ударяющаяся о тело, отбирает у него импульс. Тело тормозится. Такой эффект был зафиксирован и в космосе при полете космических аппаратов "Пионер-10" и "Пионер-11". Аппараты сталкивались с пылинками, льдинками и другими частицами, причём были зафиксированы частицы размером до 10 мкм. Именно такие пылинки были обнаружены современными инфракрасными телескопами. Для торможения "Пионеров" в тех пределах, которые были зафиксированы при их полёте, достаточно сталкиваться с такими частицами через каждые 10 км полёта. Мешают полёту и атомы водорода (протоны). С феноменологической точки зрения вязкость - это некий коэффициент пропорциональности при поперечном градиенте скорости. Известно, что этот коэффициент зависит от температуры в степени $n \sim 0,5$. Воспользуемся фактическими измерениями, которые были получены по условиям освещённости планет. Будем воспринимать освещённость $N_{уд}$ (Вт/м²) как удельную мощность, падающую на единицу поверхности или как удельную энергию, падающую на эту поверхность за одну секунду. Дру-

Планета	r , млн км	$N_{уд}$, Вт/м ²	$r^2 \cdot N_{уд}$
Солнце	$R_C = 0,696$	63 300 000	$3,0 \cdot 10^{25}$
Меркурий	57,87	9250	$3,09 \cdot 10^{25}$
Венера	108,14	2730	$3,193 \cdot 10^{25}$
Земля	149,5	1373	$3,0 \cdot 10^{25}$
Марс	227,79	610	$3,165 \cdot 10^{25}$
Юпитер	777,8	52	$3,146 \cdot 10^{25}$
Сатурн	1426,1	15,4	$3,132 \cdot 10^{25}$
Уран	2867,7	3,68	$3,026 \cdot 10^{25}$
Нептун	4494,0	1,15	$3,029 \cdot 10^{25}$
Плутон	9508,0	-	-

гими словами, будем считать эту величину температурой, выраженной в энергиях. Термодинамическая температура будет отличаться от последней на величину константы Больцмана. В кратностях энергии Солнца можно строго записать: $T/T_C = N_{уд}/N_{удC}$.

Тогда величину вязкости для альфапротонового потока можно вычислить по формуле: $\mu/\mu_C = (T/T_C)^{0,5} = (N_{уд}/N_{удC})^{0,5}$. Вязкость альфапротонового ветра на Солнце при температуре 6000 °С с учетом весов будет равна $\mu_C = 0,9072$ Па·с. Зависимость освещённости от расстояния от Солнца до каждой из планет представлена в таблице.

Из таблицы видно, что произведение в правой колонке является величиной постоянной. Отсюда получается рабочая формула для определения величины вязкости от расстояния до планет: $\mu = \mu_C \cdot R_C/r$.

Эта зависимость отражает закономерность изменения основной газодинамической величины в зависимости от координат любой точки пространства в Солнечной системе.

Ударные явления в Солнечной системе

Второй причиной возникновения турбулентности является положительный градиент давления, то есть повышение его абсолютной величины. Такой эффект наблюдается, например, при возникновении ударных волн. В отличие от бесстолкновительной ударной волны эта волна стоячая. Она не движется. Так, например, ударная волна после ядерного взрыва движется (бесстолкновительная волна) и её движение можно зафиксировать с течением времени на разных расстояниях. Следует отметить, что возникающая на расстоянии 94 а.е. от Солнца ударная волна не является бесстолкновительной. Эта волна подпирается плазмой галактического ветра. Не случайно эта граница находится вблизи с гелиопаузой.

Будем применять для ударных волн закономерности, полученные в земных условиях. Во-первых, необходимо разобраться со скоростью натекающего на ударную волну альфапротонного ветра. Здесь придётся воспользоваться измерениями и известными закономерностями. По нескольким наблюдаемым астрономам точкам сконструируем уравнения для скорости ветра. С учётом изменения вязкости в космическом пространстве Солнечной системы получим расчётную формулу:

$$V/V_C = 0,092911766 [lg(r/R_C) / (\mu/\mu_C \cdot r/R_C)] \approx 0,1 [lg(r/R_C) / (\mu/\mu_C \cdot r/R_C)].$$

Под логарифмом стоит величина, также отнесённая к радиусу Солнца. Сразу определим скорость натекания на ударную волну. Она будет равна 400 000 м/с.

Скорость за ударной волной определяется из соотношения Прандтля:

$$V_{до} \cdot V_{пос} = \alpha_{кр}^2 \text{ или } \lambda_{до} = 1/\lambda_{пос}.$$

Здесь $V_{до}$ и $V_{пос}$ - скорости до и после ударной волны. Поскольку величина λ имеет вид кривой насыщения, то при больших скоростях, начиная с числа Маха равного ~ 4 , величину λ можно считать как предельную

$$\lambda \sim \lambda_{пред} = \sqrt{[(k+1)/(k-1)]}.$$

При этом скорость после скачка можно определить как:

$$V_{пос} = V_{до} \cdot (1/\lambda_{до}^2) = V_{до} \cdot [(k-1)/(k+1)].$$

Для рассматриваемого случая это будет:

$$V_{пос} = 400\,000 \cdot (0,40/2,40) = 74\,796,76 \text{ м/с}.$$

Критическая скорость звука определится как:

$$\alpha_{кр} = \sqrt{(V_{до} \cdot V_{пос})} = 172\,970 \text{ м/с},$$

что с точностью ~50 % совпадает с приведёнными в литературе данными ($a_{кр} = 100\,000$ м/с).

Итак, скорость на входе в ударную волну соответствует числу Маха $M = 4$. Учтём это при расчёте размеров ударной волны. В книге [3] приведены расчёты Сакураи методом Мотт-Смита для толщины ударной волны в зависимости от числа Маха набегающего потока. Аппроксимация этих расчётов в виде

$$1,4 (\lambda_o / \sigma_{ск}) = 1 - e^{-0,3(M_{до} + 2)}$$

была использована и получено соотношение для рассматриваемой волны:

$$\sigma_{ск} / \lambda_o = 1,677.$$

То есть для условий космической ударной волны её толщина равна ~1,68 длины свободного пробега.

Найдём величину отхода ударной волны от границы галактического ветра (~110 а.е.). Пересчитаем превращение кинетической энергии после ударной волны в потенциальную энергию после торможения:

$$\rho \cdot V_{пос}^2 / 2 = P \text{ или } \kappa \cdot (V^2 / 2) = \kappa \cdot (P / \rho) = \alpha^2.$$

То есть

$$V_{пос} = \alpha \sqrt{2/\kappa} \text{ или } \delta_{отх} / \tau_{рел} \approx \alpha \sqrt{2/\kappa}.$$

Получаем

$$\delta_{отх} = N \lambda_o \sqrt{2/\kappa}.$$

Потребуем, чтобы поток затормозился через ~3-5 соударений молекулы альфапротона, тогда

$$\delta_{отх} = (3-5) \cdot \lambda_o \sqrt{2/1,46} = (3,5112...5,8521) \cdot \lambda_o.$$

Далее найдём отношение

$$\delta_{отх} / \delta_{ск} = [(3,5112...5,8521) \cdot \lambda_o] / 1,677 \cdot \lambda_o = 2,0937...3,4896 \approx 2...3,5.$$

К объяснению требования привлечём фотографию из книги [4] крупного специалиста по экспериментальной газовой динамике Г.Ф. Глотова (рис. 10) по обтеканию шара потоком воздуха при $M = 4$ (рис. 11). На фотографии удивительно чётко видны границы скачка ($\delta_{ск}$) и величины его отхода ($\delta_{отх}$) от преграды. Прямым измерением, определив отношение $\delta_{отх} / \delta_{ск} \approx 2,75$, подтверждаем своё требование. Далее остаётся сравнить результаты проведенных оценок с результатами космических наблюдений (рис. 12), которые дают значение толщины ударной волны, меньшей примерно в 2...3 раза величины отхода, что соответствует полученным значениям.



Рис. 10 Геннадий Федорович Готов

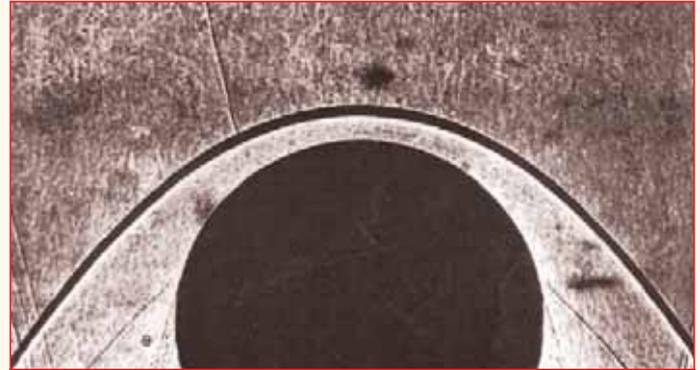


Рис. 11 Скачок и величина отхода ударной волны от преграды при $M=4$

Литература

1. Ю.М. Кочетков. Турбулентность не хаос, а тонкоорганизованная структура // Двигатель. № 6, 2004 г.
2. Ю.М. Кочетков. Турбулентность Космоса // Двигатель. № 6, 2009 г.
3. Я.Б. Зельдович, Ю.П. Райзер. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений // М. Наука, 1966 г.
4. Г.Ф. Готов (под ред. Г.И. Майкопара). Аэротермодинамика летательных аппаратов в фотографиях// Жуковский, ЦАГИ, 2003 г.

Связь с автором: swgeorgy@gmail.com

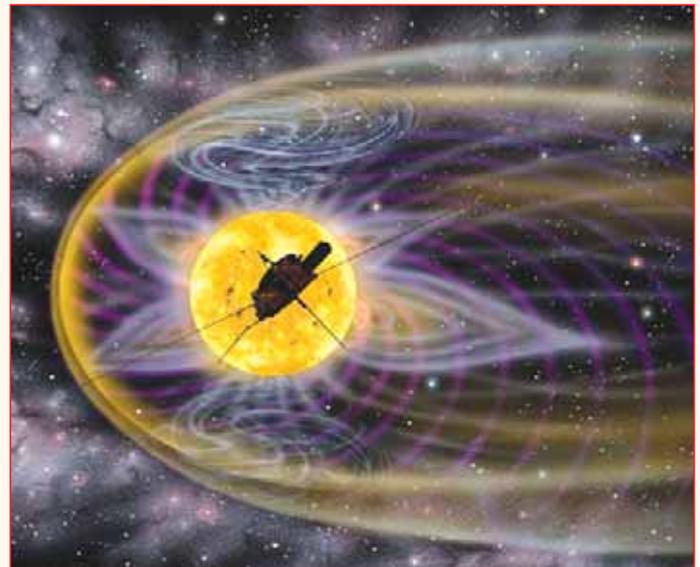


Рис. 12 Художественная интерпретация ударной волны в Солнечной системе

ИНФОРМАЦИЯ

Россия планирует с 2025 г. проводить ежегодно один-два запуска пилотируемого корабля "Федерация" к Луне.

Перспективная лунная пилотируемая программа России, прорабатываемая в ЦНИИмаш (на конец мая 2016 г.), предусматривает облет и посадку космонавтов на поверхность Луны, а также доставку их в точку либрации системы Земля - Луна.

Испытания нового корабля начнутся в 2021 г. беспилотным запуском с космодрома Восточный. В 2023 г. предусмотрены два старта корабля - в беспилотном и пилотируемом режимах. Для запуска предполагается использовать ракету-носитель "Ангара-А5В" повышенной грузоподъемности.

"Использование ракеты-носителя "Ангара-А5В" в условиях сокращенного финанси-

рования позволит реализовать начальный этап решения задач Лунной пилотируемой программы, в том числе для облета Луны в беспилотном и пилотируемом режимах с отработкой входа в атмосферу Земли со второй космической скоростью.

Ранее сообщалось, что для завершения летных испытаний "Федерации" потребуется провести четыре успешных полета корабля, в том числе не менее двух в пилотируемом режиме, включая один с облетом Луны.

Космический корабль разработки РКК "Энергия" предназначен для доставки людей и грузов к Луне и на орбитальные станции, находящиеся на околоземной орбите. Численность экипажа составит от четырех до шести человек. В режиме автономного полета корабль сможет находиться до 30

суток, при полете в составе орбитальной станции - до 1 года.



КК "Федерация"

По-над водой, да по-над полем

корабельный механик Семёнов о двигателях судов на воздушной подушке

Броня крепка и танки наши быстры

В период перестройки вышел фильм с интригующим названием "Танковый вальс", повествующий о возможности танковых соединений Группы Советских Войск в Германии за 24 часа достичь берегов Атлантического океана.

Дозаправка танков, несущихся по европейским автобанам, предполагалась на автозаправочных станциях любым автомобильным топливом, включая керосин. Это были серийные Т-80 с газотурбинным двигателем (ГТД). Турбина дала танку быстроходность, неприхотливость к топливу, быстроту запуска в зимнее время и прекрасно работала в условиях сплошной запылённости, создаваемой летающими танками. Конструкторы ГТД изящно скомпоновали систему очистки воздушного тракта и оригинально решили вопросы управления двигателем для передачи мощности и оборотов на ведущие колеса гусениц. Блестящий опыт ушедшего времени.

Моторный армеслинг

Но основным двигателем для танка был дизель. Наступило противостояние: что лучше - турбина или дизель? В общем, турбина дизелю уступила только по расходу топлива. Новая мировая волна "дизелизации" на рубеже 80-90-ых годов, пришедшая на смену волны "турбинизации" в 60-х, окончательно закрепила отказ турбине в будущем "сердце" танка.

Эта всемирная "дизелизация" охватила и суда на воздушной подушке (СВП), путёвку в жизнь которым дали газовые турбины, и идеи культуры массы энергоустановки (ЭУ) для СВП только начинали приживаться, переходя с авиационными технологиями проектирования, строительства и эксплуатации. От СВП возжеленно ожидали большой экономии, связанной с полусамолётными скоростями от 100км/час, но энергозатраты движения на ВП росли быстрее успехов в газотурбостроении. Для амфибийных СВП, эмпирически установили наилучший диапазон скоростей в 75-95 км/час. В процессе совершенствования конструкций СВП, благодаря непрерывной коммерческой эксплуатации с 1969 г. на маршрутах до 50 км, удельная энерговооружённость снизилась со 120-100 л.с. до 35-50 л.с. на тонну водоизмещения. При этом

пришлось снижать скорость до порогового уровня 55-65 км/час, ниже которого воздушный винт теряет свои преимущества движителя. Так обозначилась приоритетная зона скоростей СВП с дизелем при которой вес дизельной энергоустановки с топливом становится сопоставим с весом ГТД плюс вес топлива. Вопрос: что лучше - турбина или дизель - остался.

Отечественные искания и наработки

Относительно недавно в фильмах и в печати появилось имя конструктора Владимира Левкова, под руководством которого проектировались и строились до войны первые в СССР суда на воздушной подушке с авиационными поршневыми двигателями. Подходящих турбин и дизелей тогда не было, а с началом войны работы по СВП свернули.

Период научно-технического забвения СВП в стране завершился комплексом исследований по разработке танка на воздушной подушке с авиационными поршневыми двигателями. Конструкторы мужественно признали невозможность поставить 40-тонный танк на воздушную подушку в заданных габаритах. Но наработки легли в основу создания СВП, у которых площадь ВП позволяла гарантированно поднимать заданные массы. Так и появились в 60-е годы 50-ти местных СВП проектов "Скат" и "Сормович" с конвертируемыми авиационными газовыми турбинами. На "Скате" установили три дефорсирован-



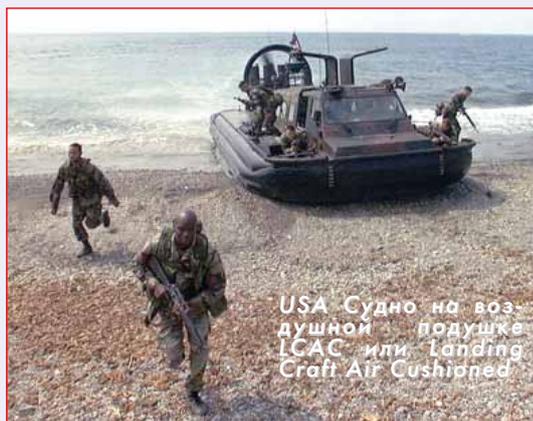
ТВД-10М



"Скат"

ных двигателя ТВД-10М суммарной мощностью около 2100 л.с. На "Сормовиче", напротив, решили установить один дефорсированный двигатель АИ-20К с мощностью 2000 л.с. и распределить мощность между винтами и нагнетателем посредством главного редуктора, который пришлось проектировать заново. "Скат" получился высоконадёжным, благодаря полностью готовыми и отработанными авиационными двигателем и редуктором с использованием их в дефорсированном режиме. В итоге "Скат" приняли на вооружение в состав Военно-морского флота СССР и произвели серию из 30 единиц. "Сормович" ограничился единственным экземпляром и после ряда поломок редуктора прекратил опытную эксплуатацию в летнее время на пассажирской линии Горький-Чебоксары в 1972 году.

Казалось бы, "Скат" уверенно обошёл "Сормовича", и в пылу победы факт полного водоизмещения "Сормовича" в 37 тонн против 27 тонн у "Ската" при



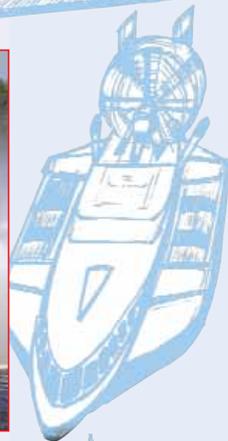
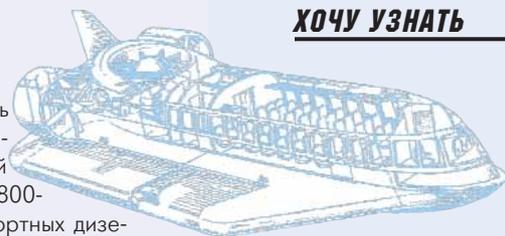
USA Судно на воздушной подушке LCAC или Landing Craft Air Cushioned



равных скоростных характеристиках и мощности остались вне научного анализа



чая времени, корабель достигли снижения водоизмещения до 15-20 тонн и уменьшения суммарной мощности энергоустановки до 800-1000л.с., устанавливая два импортных дизеля. Выигрыша почти нет, а надёжность уступает надёжности "Ската". И как разрешить дилемму между надёжностью и экономичностью? Для объективной оценки энергозатрат движения новейших проектов СВП надо учитывать скорости, полезную нагрузку и соотносить на удельный расход двигателя, тогда можно увидеть истинную энергоэффективность.



и выводов по энергоэффективности движения. Главное отличие в том, что "Скат" вслед за англичанами повторял пропорции распределения мощности на движители и нагнетатели воздушной подушки как 2/3 и 1/3 соответственно, а на "Сормовиче" сразу заложили по 1/2. Просто на "Сормовиче" гибкое ограждение поставили потом, а в начале фактически летали на "подушке", удерживаемой воздушными струями по периметру корпуса.

Сухой остаток

Итак, результат энергетического совершенства, полученный на отечественных натуральных образцах говорит в пользу соотношения 50/50 против 2/3 и 1/3 на движение /нагнетание, подтверждается существующей тенденцией повышения энергоэффективности на лучших проектах СВП. Во-вторых, выполнение задания на создание 50-ти местного СВП двумя разными КБ сформировало главные принципы создания следующего поколения СВП; предпочтительный выбор дефорсированных серийных ГТД и редукторов, необходимость закладки проектного соотношения мощности на движение/нагнетание как 50/50 плюс отработка надёжности ЭУ интенсивной эксплуатацией.

Командование военно-морскими силами (ВМС) США, видимо, придерживается озвученным принципам создания амфибийных СВП, заказало в 80-ых двум конкурирующим КБ создание опытно-экспериментальных СВП JEFF(A) и JEFF(B). После пристального анализа эксплуатации СВП в интересах ВМС США было сформулировано техническое задание на проект танкодесантных СВП



LCAC и построена серия в 90 единиц.

В современных проектах отечественных 50-ти местных СВП, отве-

Танковый "повист"

Вернемся к танковому ГТД. При этом мощность отечественного танкового ГТД в 1250л.с. больше мощности двух дизелей, масса ЭУ с ГТД и трансмиссией вдвое меньше массы ЭУ с дизелем, а удельный расход топлива на частичных нагрузках почти вдвое ниже упоминаемых конвертированных авиационных ГТД-10М и Аи-20К. Выше всех похвал надёжность угловой передачи танковой трансмиссии для привода колёс гусениц, вместо которых будут нагнетатели СВП. В этот ряд достоинств ЭУ танка для перехода в качество ЭУ СВП, соблюдая принципы надёжности дефорсирования, серийности, необходимо добавить достойный редуктор привода воздушных винтов. Выгодность толкающих движителей и условий работы, такие как расположение по центру и лучшая защищённость от брызг, соосность и противовращение с ослаблением акустического фона предоставляет редуктор от двигателя НК-12 с передачей мощности на создание "воздушной подушки" - 1,0 тыс. л.с. и тягой движителей до 2,0 тонн. Впервые, задачу получения ЭУ для СВП можно и необходимо поставить раньше, чем утверждение технического задания на проект СВП и провести обкатку унифицированной ЭУ на проектах "Скат", "СВП-50", "Сормович" путём ремоторизации единичных экземпляров. Тогда область приоритетного применения ГТД на транспорте, возможно, будет расширена. **А**



ГИДРОЭЛЕКТРОСТАНЦИИ

НА БАНКНОТАХ МИРА

Андрей Викторович Барановский



Уровень развития страны во многом зависит от электроэнергетики. Чем больше киловатт производится на душу населения, тем выше страна в "табеле о рангах" среди других государств мира. Добавим к этому борьбу за чистоту окружающей среды, куда включается и производство так называемой чистой электроэнергии. А гидроэлектроэнергия к таковым и относится.

ГЭС на банкнотах размещали и размещают в основном только развивающиеся государства. Из промышленно развитых это сделали только Россия и Австрия, да в начале века - Австралия. Всего же автору известны почти 50 стран с банкнотами на тему "Гидроэнергетика". Особенность некоторых банкнот в том, что при изображении одной и той же ГЭС они имеют не только разные номиналы, с разницей иногда в миллионы раз, но и сами названия валют.

Из размещенных на банкнотах ГЭС идентифицировать конкретные удалось немногим более, чем в 25 случаях.

Начнем с Красноярской ГЭС в России. Она знакома всем по десятке, посвященной Красноярску (в заголовке). На оборотной стороне этой банкноты изображена как раз эта ГЭС. Её мощность - 6000 МВт и по этому показателю в своё

время она входила в число крупнейших в мире. Сама ГЭС располагает 12 радиально-осевыми гидроагрегатами мощностью по 500 МВт.

На 100 киргизских сомх разных серий выпуска изображена крупнейшая ГЭС этой страны - Токтогульская, мощностью 1200 МВт. Расположенная в узком горном ущелье, станция представляет собой высоконапорную ГЭС с гравитационной бетонной плотинной и приплотинным зданием самой электростанции. Водохранилище станции - самое большое в Средней Азии с площадью зеркала 284,3 км² и полной ёмкостью 19,5 км³ (полезная - 14 км³). Первой же страной, поместившей ГЭС на своей банкноте, стала Австралия в далеком 1927 г. Номинал банкноты двойной - полсоверена/10 шиллингов. На обратной стороне её помещен гидрокомплекс Goulburn, построенный в штате Виктория в 1887-1891 гг. Основная цель комплекса - ирригация. На его основе была создана также первая ГЭС Зеленого

континента.

На двух турецких банкнотах достоинством в один миллион лир (образца 1995-2005 гг.) и на банкноте в 1 новую лиру (2005-2009 гг.) изображено крупное гидросооружение в Турции - плотина Ататюрка на реке Евфрат. Она обеспечивает работу ГЭС мощностью 2400 МВт, а также ирригацию за-

сушливых земель.

Строительство гидрокомплекса началось в 1983 году и было завершено в 1990 году. ГЭС состоит из восьми турбин мощностью по 300 МВт и может генерировать 8900 ГВт-ч электроэнергии в год. В периоды низкого спроса на электроэнергию, только один из восьми генераторов находится в эксплуатации, в то время как в периоды высокого спроса, все восемь единиц включаются в работу.

На 500 иракских динарах ГЭС Докан на р. Малый Заб (левый приток реки Тигр) мощностью 400 МВт. Здание ГЭС размещается за нижней гранью арочной плотины. Водохранилище емкостью 6,8 куб. км обеспечивает регулирование стока для работы гидроэлектростанции, на которой установлено пять вертикальных гидроагрегатов мощностью по 80 МВт. При расчетном напоре 82 м гидроагрегаты вырабатывают 1,13 млрд. кВт.ч электроэнергии в средний по водности год. ГЭС снабжает промышленные предприятия и города Северного Ирака (Северного Курдистана).

Сирия на 100 фунтах 1974 г. и 500 фунтах 1998 г. скорее всего отобразила плотину, служащую основой комплекса в районе водохранилища Эль-Асад на Евфрате. Сама ГЭС называется Табка и является крупнейшей в этой стране. Мощность - 824 МВт (8 гидроагрегатов). Строилась она в 1968-1973 годах при активной помощи СССР. Плотина ГЭС образует крупное водохранилище площадью 610 км² и объемом 11,7 км³, при создании которого было переселено более 4000 семей и произведены масштабные археологические раскопки.

Из азиатских стран на банкнотах изобразили гидроэлектростанции также Афганистан (100 афгани выпуска 1979-1991 гг.), Бангладеш (ГЭС Каптай на 10 така 1982 г.), КНДР - ГЭС на реке Ялуцзян (5 вон), Вьетнам с изображением двух разных станций (500



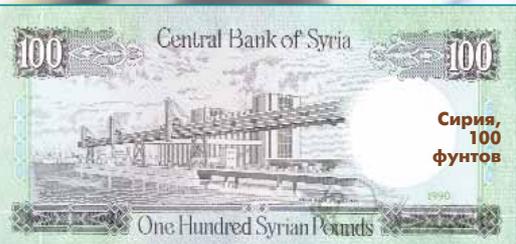
Турция, миллион лир



Турция, 1 лира



Ирак, 500 динар



Сирия, 100 фунтов



Сирия, 500 фунтов



Киргизия, 100 сом 1994 г



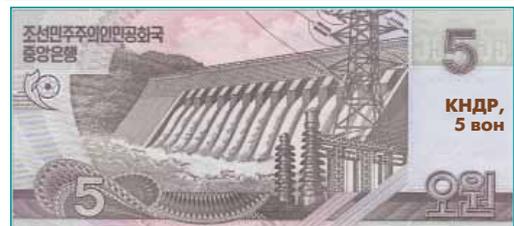
Киргизия, 100 сом 2009 г



Австралия 10 шиллингов 1/2 соверена



Афганистан,
100 афгани



КНДР,
5 вон



Индонезия,
100 рупий
1984 г.



Индия,
100 рупий
1984 г.



Лаос,
50 кип



Лаос,
5000 кип



Парагвай,
100000 гуарани



Уругвай,
500 песо

донгов 1991 г. и 50 донгов 1985 г.), Индонезия (100 рупий 1984 г с красивой арочной плотиной), Индия (100 рупий), шахский Иран (20 реалов).

Больше всего своих банкнот гидроэнергетике посвятил Лаос - пять штук. В частности, на банкнотах в 50 и 500 кип изобразил ГЭС Нам Нгум-1 мощностью 148,7 МВт, построенную в 1960-70 годы международным консорциумом (я был на этой электростанции). В настоящее время Лаос как горная страна активно развивает гидроэнергетику в основном экспортной направленности (сейчас за рубеж поставляется до 70 процентов производимой электроэнергии). В стадии строительства находятся семь проектов ГЭС, большую часть средств на сооружение которых выделяют Китай и Таиланд.

Несколько стран Южной и Центральной Америки на банкнотах разместили свои крупнейшие ГЭС. Так Венесуэла на 5000 боливар 2004 г. изобразила самую крупную ГЭС своей страны - Гури. Она построена на реке Карони в 100 км до впадения в Ориноко. Её мощность 10 235 МВт и по этому показателю она является третьей в мире после китайской "Три ущелья" и бразильско-парагвайской "Итайпу". ГЭС имеет два машинных зала. В первом установлено 10 агрегатов мощностью по 400 МВт, во втором - 10 агрегатов мощностью по 630 МВт. Средняя годовая выработка - 47 млрд. кВт-ч.

Значение ГЭС для экономики страны огромно - она покрывает на 65 % потребность Венесуэлы в электроэнергии, а вместе с двумя другими крупными гидроэлектростанциями (Каруачи и Макагуа) - до 82 %. В год гидроэлектростанция производит около 45 млрд. кВт-ч. Но это не единственное, чем может похвастаться гидроэлектростанция Гури. Во втором зале гидроэлектростанции знаменитый художник Карлос Круз-Диез оставил прекрасные картины, нарисованные своей рукой.

Построенную на реке Парана на границе Бразилии и Парагвая ГЭС Итайпу на своих банкнотах отобразили обе страны. Для Парагвая это 100000 гуарани, для Бразилии - 5000 крузейро.

Работы по проектированию ГЭС были начаты в 1971 г., а последние два из запланированных 18 генераторов введены в строй через 20 лет - в 1991 г. И потом уже в 2007 г. были введены в строй два дополнительных. В результате мощность станции достигла 14 ГВт со среднегодовой выработкой 85-95 млрд. кВт-ч в год. Электричество, вырабатываемое станцией, в среднем обеспечивает 16,4% потребления Бразилии и 71,3% Парагвая. Плотина гидроэлектростанции образовала относительно небольшое, по отношению к мощности, водохранилище длиной 170 км, шириной от 7 до 12 км, площадью 1350 км² и объемом 29 км³. Стоимость сооружения "Итайпу" экспертами первоначально оценивалась в \$4,4 млрд., но из-за неэффективной политики сменявших друг друга диктаторских режимов реально составила \$15,3 млрд.

Суринам на банкноте выпуска 1978 г. номиналом в 2,5 гульдена поместил изображение ГЭС Афобаке, построенной в 1960-х годах. Большая часть вырабатываемой электроэнергии Афробаке используется в производстве алюминия. Строительство ГЭС изображено и на новой



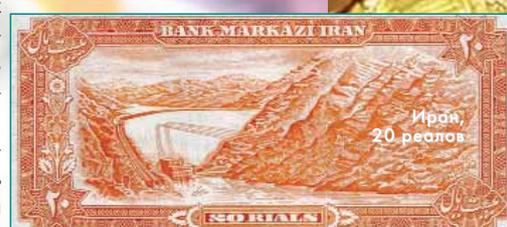
Бангладеш,
10 така



Вьетнам,
50 донгов
1985 г.



Вьетнам,
5000 донгов
1991 г.



Иран,
20 реалов



Лаос,
500 кип



Венесуэла,
5000 боливар



Суринам,
2,5 гульдена



Суринам,
100 гульден



банкноте в 100 гульденов.

Аргентино-уругвайская ГЭС "Салто-Гранде" построена на пограничной для них реке Уругвай. Государство же Уругвай рисунок обратной стороны 500 песо выпуска 1975 г. посвятило этой ГЭС. Она сооружена в районе одноименного водопада и имеет мощность 1890 МВт. Гидрогенераторы мощностью по 150 МВА для 14 агрегатов станции в 70-80-х гг. XX века поставлены "Силовыми машинами". Уже известно, что эта российская компания будет принимать участие в модернизации "Сальто-гранде".

В Центральноамериканском Эль Сальвадоре на банкноте в 2 колона изображена плотина Серрон Гранде на реке Лемпа. Сама плотина сделана вогнутой для увеличения прочности её тела. За плотиной образовалось водохранилище ёмкостью 2,2 км³, а мощность ГЭС - 270 МВт.

Перейдем теперь к Африке, где ГЭС на своих банкнотах разместили 16 государств. Самые крупные такие электростанции построены на реке Конго. Здесь в настоящее время сооружается ГЭС, которая может стать самым большим в мире производителем электроэнергии. Речь идет о ГЭС "Гранд Инга" мощностью 39 ГВт, которая планируется к сооружению международным консорциумом. ГЭС расположится в нижнем течении реки в районе так называемых Водопадов Ливингстона, на которых уже действуют ГЭС "Инга-1" мощностью 351 МВт и "Инга-2" мощностью 1 424 МВт. Так вот, одна из этих ГЭС изображена на обратной стороне нескольких банкнот Заира, как тогда называлась Демократическая республика Конго. На лицевой стороне 5 заиров 1985 г. - правитель страны Мобуту в гражданском, на 500 000 заирах 1992 г. - он в генеральской форме.

Как и в Южной Америке, в Африке есть ГЭС совместного правления двух стран. Это гидроэнергетический комплекс Кариба в ущелье на реке Замбези на границе Замбии и Зимбабве. Естественно, что обе африканские страны поместили его на своих банкнотах. Для Замбии - это 5 квача, для Зимбабве, где инфляция пожалуй, самая высокая в мире - это несколько банкнот номиналом от 2 долларов до 50 миллиардов (!) долларов.

Строительство гидроэлектростанции начато в 1957 г., плотина длиной 579 м и высотой 126 м окончена в 1959 году. Мощность Кариба-ГЭС - 1320 МВт, годовая выработка достигает 6,4 млрд. кВт·ч.

Мозамбик на 50 и 100 тыс. метакалов нарисовал ГЭС Кабора-Басса, построенную также на Замбези мощностью 1320 МВт и годовой выработкой, достигающей 6,4 млрд. кВт·ч.

Через 32 года после провозглашения независимости Мозамбик выкупил у Португалии эту ГЭС. Для передачи электроэнергии построена высоковольтная линия постоянного тока (HVDC-линия) между гидроэлектростанцией и Йоханнесбургом в ЮАР.

Гана на 10 седи выпуска 1973-78 г поместила ГЭС "Акосомбо", расположенную на



юго-востоке страны в ущелье Акосомбо на реке Вольта. При возведении плотины гидроэлектростанции образовалось водохранилище Акосомбо, также известное как озеро Вольта.

Одной из основных целей строительства гидроэлектростанции было обеспечение электроэнергией алюминиевого производства. Первоначально мощность электростанции планировалась в 912 МВт, но в ходе строительства была скорректирована до 1020 МВт. Строительство шло с 1961 по 1965 годы. ГЭС обеспечивает электроэнергией Гану и соседние страны Западной Африки, включая Того и Бенин.



Сиерра-Леоне на оборотной стороне банкноты в 5000 левоне поместила изображение ГЭС Бумбуна на реке Сели в округе Тонколили. Введенная сравнительно недавно первая очередь ГЭС, строительство которой было задержано на несколько лет из-за гражданской войны в стране, имеет мощность 50 МВт. С вводом в действие второй очереди её мощность возрастет до 400 МВт.



Судан на 5 фунтах 2006 г. изобразил плотину ГЭС, построенную в верховьях Нила.



На банкноте Гвинеи номиналом 5000 франков изображена ГЭС в Кинконе (р-н Пита). Имеющиеся источники называют её мощность в 2,4 тыс. кВт, но кажется это ошибкой, хотя электростанция судя по помещенному на банкноте рисунку не такая уж большая. ❗



11 МЕЖДУНАРОДНАЯ ВЫСТАВКА
И НАУЧНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
ПО ГИДРОАВИАЦИИ



2016

гидроавиасалон



ОРГАНИЗАТОР
**МИНПРОМТОРГ
РОССИИ**

УСТРОИТЕЛЬ
ОАК 99-ЕДИНЕННАЯ
АВИАСТРОИТЕЛЬНАЯ
КОМПАНИЯ

ОПЕРАТОР
ТАНТК
ИМ. Г.М. БЕРИЕВА

22-25 СЕНТЯБРЯ
ГИДРОБАЗА И АЭРОПОРТ
г. ГЕЛЕНДЖИК РОССИЯ

ПАО «ТАНТК им. Г.М. Бериева»
Площадь Авиаторов, 1, г. Таганрог, 347923, Россия
тел./факс: +7 (8634) 315-415, 318-144 e-mail: gas@beriev.com
www.gidroaviasalon.com

ТАНКИ

ОТ И ДО

Олег Никитич Брилёв,

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

(Продолжение. Начало в 6 - 2014, 1-6 - 2015, 1-2 - 2016)



T-80
с пушкой ВТ-43

Танк Т-80. Разработан осенью 1942 г. в КБ Горьковского автозавода на базе лёгкого танка Т-70М и отличался от него установкой двухместной башни, увеличенным углом максимального возвышения пушки и спаренного пулемёта, усиленной броневой защитой, применением более мощной силовой установки и возросшей на 2 т боевой массой машины. Схема общей компоновки машины принципиально была такой же, как у танка Т-70М, но с размещением трёх членов экипажа. Механик-водитель находился в носовой части корпуса со смещением к левому борту. Во вращающейся башне, слева от пушки располагался наводчик, справа - командир танка, а также заряжающий. В средней части корпуса вдоль правого борта на общей раме были установлены два спаренных в линию двигателя, составлявшие единый силовой агрегат. Трансмиссия и ведущие колёса имели переднее расположение.

Вооружение танка состояло из 45-мм пушки обр. 1938 г. с вертикальным клиновым затвором и спаренного 7,62-мм пулемёта ДТ, установленного справа от неё. Длина ствола пушки составляла 46 калибров. Высота линии огня - 1630 мм. Углы вертикальной наводки спаренной установки составляли от -8 до +65° и позволяли вести стрельбу по воздушным целям, а также по верхним этажам зданий при бое в городе. Дальность стрельбы прямой наводкой составляла 3600 м, наибольшая - 6000 м. Скорострельность - 12 выстрелов в минуту. В боекомплект танка входили 94-100 выстрелов к пушке и 1008 патронов к пулемёту ДТ (16 дисков). Начальная скорость броневой снаряда при массе 1,43 кг составляла 760 м/с, осколочного при массе 2,15 кг - 335 м/с.

Броневая защита - противопульная. Сварной корпус танка был выполнен из катаных броневых листов толщиной 6, 10, 15, 20, 25, 35 и 45 мм. Сварная башня танка увеличенных размеров, изготовленная из броневых листов толщиной 35 и 45 мм, расположенных с рациональными углами наклона, была смещена к левому борту. Она имела новую конструкцию крепления маски, которые обеспечивали большие углы возвышения основного оружия. Для более удобного размещения орудия с возможностью зенитной стрельбы и двух членов экипажа пришлось уширить диаметр погона и сделать под наклонными гранями башни броневое кольцо-барбет толщиной 40...45 мм.

Из-за более широкого погона башни стал невозможным демонтаж двигателей силового агрегата без съёма башни, т.к. броневое кольцо стало заходить на съёмную надмоторную броневую плиту.

Силовой агрегат ГА3-203Ф размещался в моторном отделении вдоль правого борта и состоял из двух последовательно соединённых рядных четырёхтактных шестицилиндровых карбюраторных двигателей ГА3-80 суммарной мощностью 170 л.с., что обеспечивало скорость по шоссе 42 км/ч, а по пересечённой местности 20...25 км/ч.

Два топливных бака общей ёмкостью 440 л находились за броневыми перегородками в изолированном отсеке в левой части кормового отделения корпуса. В правой части кормового отделения размещались вентилятор и радиатор системы охлаждения двигателей. Запас хода танка по шоссе достигал 320 км.

Трансмиссия и ходовая часть были такими же, как на танке Т-70М. В декабре 1942 г. танк успешно прошёл полигонные испытания и был принят на вооружение РККА под индексом Т-80. Однако организация его выпуска планировалась не на ГАЗе, который продолжал производство танков и самоходок СУ-76. Поэтому задачу освоения и выпуска Т-80 поручили вновь организованному Мытищинскому заводу № 40, на котором серийный выпуск Т-80 был начат уже в феврале 1943 г. До окончания производства в октябре 1943 года выпустили около 80 машин.

Недостаточная надёжность работы форсированных двигателей, а также ухудшение проходимости машины в связи с возросшей массой снижали боевые и технические характеристики танка

Недостаточность вооружения (в первую очередь невысокая по меркам конца 1942 года бронепробиваемость пушки 20-К) танка Т-80 активно стимулировала работы по его перевооружению на более мощную артсистему. В качестве решения проблемы было предложено использовать 45-мм длинноствольную пушку ВТ-42 совместной разработки завода № 40 и ОКБ № 172 с баллистикой 45-мм противотанковой пушки обр. 1942 года (М-42). Это орудие уже успешно прошло испытания в танке Т-70, однако в связи с планировавшимся переходом на производство Т-80 его не стали устанавливать в серийные «семидесятки». Однако ВТ-42 не обладала возможностью огня под большими углами возвышения, обязательными для Т-80, поэтому её конструкцию пришлось значительно переработать. В начале 1943 года эти работы были завершены, и вариант 45-мм длинноствольной пушки ВТ-43 успешно был испытан в танке Т-80. За исключением более высокой начальной скорости снаряда (950 м/с) и большего максимального угла возвышения (+78°), все прочие характеристики танка остались без изменений. Пушка была принята для вооружения танков Т-80, но в связи с прекращением производства Т-80 все работы по пушке были прекращены

Производство танков Т-80 длилось недолго, и осенью 1943 г. выпуск легких танков был прекращен, поскольку они уже не соответствовали изменившимся условиям на поле боя. Их огневая мощь была недостаточной для борьбы с танками противника, броня не обеспечивала приемлемой защиты даже от легких противотанковых средств. Стало ясно, что легкий танк может быть хорошим разведывательным средством и решать другие проблемы (например, рейдовые действия), но для передней линии он непригоден. В то же время необходимо подчеркнуть, что выпуск легких танков в 1941 - 1942 годах сыграл чрезвычайно важную роль и



Силовой агрегат из двух последовательно соединённых рядных четырёхтактных шестицилиндровых карбюраторных двигателей

позволил в какой-то мере удовлетворить потребность армии в танках в период перебазирования нашей танковой промышленности на восток (в битве под Москвой из общего числа танков легкие составляли 70%).

На базе Т-70 с 1942 г. в Горьком и Кирове выпускалась самоходная артиллерийская установка СУ-76, затем СУ-76М, вооруженная 76-мм пушкой. Особенность этой машины заключалась в неполном бронировании - она была открыта сверху. Производство их осуществлялось до конца войны. Эти машины рассматривались как орудия сопровождения пехоты, но иногда использовались как легкие танки, что приводило к большим потерям.

В годы войны наряду с танками получили широкое распространение и так называемые самоходно-артиллерийские установки (САУ). В условиях ожесточенного военного соревнования в технике на этих машинах ценой отказа от кругового обстрела удалось установить более мощное, чем на танке, вооружение и усилить броневую защиту за счет снижения силуэта и улучшения формы носовой части. Существенное значение имела также и более простая технология изготовления САУ по сравнению с танками. Несмотря на название, САУ не выполняли артиллерийских функций (хотя некоторое время их формирования были подчинены командующему артиллерией Красной Армии). По существу, они были "безбашенными" танками и использовались в качестве средства усиления танков. Исключение составляли СУ-76, применявшиеся в качестве средства сопровождения пехоты.



СУ-76

Государственный Комитет Обороны поручил создать к 1 декабря 1942 года новую 76-мм самоходную установку. За основу САУ была взята ходовая часть танка Т-70. Боевое отделение располагалось сзади. Силовая установка состояла из двух параллельно работающих автомобильных 6-цилиндровых двигателей ГАЗ-202 общей мощностью 140 л.с. Спроектированная самоходная установка под заводской маркой СУ-12 была построена осенью 1942 года, и 9 декабря правительственная комиссия приступила к испытанию машины. Ввиду краткости их проведения существенных поломок отмечено не было, и самоходка, получившая армейское название СУ-76, была принята на вооружение. С января 1943 г. началось их серийное производство. Но на фронте проявился врожденный дефект параллельной установки моторов - возникли резонансные крутильные колебания, приводившие к поломкам трансмиссии.

В марте 1943 года производство СУ-76 приостановили (всего выпустили около 170 машин). Машина была оперативно переработана под установку силового агрегата от легкого танка Т-70. Кроме того, с боевого отделения сняли крышу, мешавшую наводке орудия и работе расчета, упростили трансмиссию и управление ею. Масса уменьшилась с 11,2 т до 10,5 т. Испытания начались 17 мая и вскоре успешно завершились. С конца мая завод начал серийное производство модернизированных СУ-76М.

В июле они уже сражались в битве на Курской дуге.

СУ-76М хорошо показали себя как в обороне - при отражении атак пехоты и как подвижные, хорошо защищенные противотанковые резервы, так и в наступлении - при подавлении пулеметных гнезд, разрушении дотов и дзотов, а также в борьбе с контратакующими танками.

Подкалиберный снаряд пушки ЗИС-3 с дистанции 500 м пробивал броню до 91 мм. Установка несла боекомплект из 60 осколочно-фугасных и бронебойных снарядов, а также переносный пулемет ДТ.

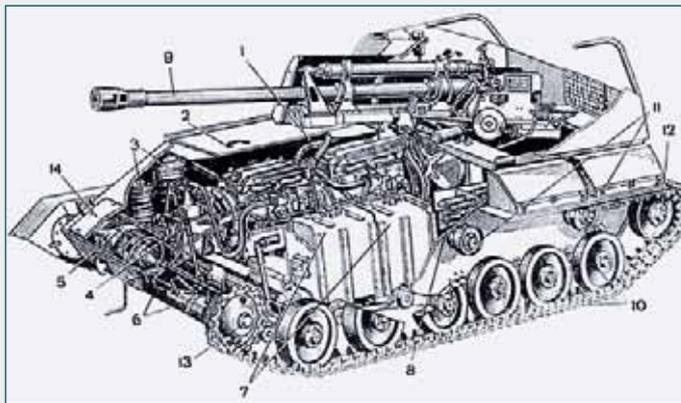
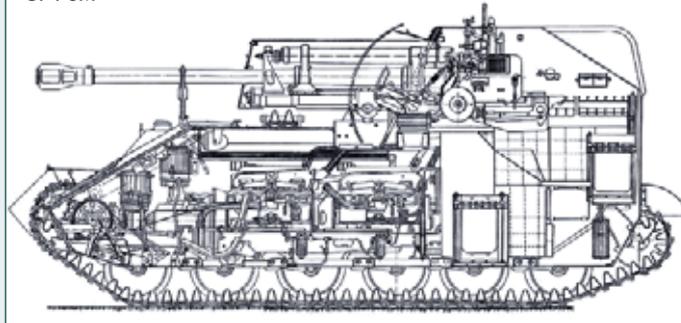
Броневая защита: лоб - 26...35 мм, борт и корма - 10...16 мм.

На шоссе скорость машины достигала 41...45 км/ч, по грунту - до 25 км/ч. Запас хода - соответственно 320 и 190 км.

Самоходка преодолевала окоп шириной до 2 м, подъем до 30° и брод глубиной до 0,9 м. Благодаря низкому среднему удельному давлению на грунт (0,545 кгс/см²) установка успешно передвигалась в лесисто-болотистой местности, где не могли пройти средние танки.

В 1943 г. было выпущено 1928 СУ-76, а всего - 13 672 машин всех моделей (второй показатель по массовости после Т-34)

СУ-76М



СУ-76: 1 - моторное отделение; 2 - надмоторный люк; 3 - воздухоочистители; 4 - коробка передач; 5 - главная передача с бортовыми фрикционными и тормозами; 6 - рычаги управления; 7 - топливные баки; 8 - боеукладка; 9 - 76,2-мм артсистема ЗИС-3; 10 - опорные катки; 12 - направляющее колесо; 13 - ведущее колесо; 14 - люк трансмиссии

В самом начале войны на базе полубронированного тягача "Комсомолец" была создана 57-мм противотанковая самоходная пушка ЗИС-130, но подобная концепция дальнейшего развития не получила.



Первая попытка создания самоходного орудия калибра 57 мм для огневого сопровождения пехоты и борьбы с танками противника была предпринята в конце июля 1941 года, когда на войсковые испытания поступила самоходная 57-мм противотанковая пушка ЗИС-30, смонтированная на шасси легкого гусеничного тягача "Комсомолец". Из-за высокого расположения линии огня при короткой базе машины самоходка оказалась неустойчивой, стрельба из нее - неточной, а подвижность из-за возросшей массы (4,5 т) стала низкой, хотя несколько десятков таких орудий (из выпущенной сотни) и участвовали в обороне Москвы

Развитие САУ в годы войны получило новый импульс в связи с появлением в немецко-фашистской армии новых образцов танков ("Пантера", "Тигр"), Создание САУ оказалось наиболее быстрым и эффективным путем повышения огневой мощи, что было необходимо для уверенного поражения новых немецких танков.

Почти одновременно в декабре 1942 г. - январе 1943 г. были созданы на Челябинском Кировском заводе на базе танка КВ самоходная установка СУ-152 и на заводе "Уралмаш" в Свердловске на базе Т-34 - СУ-122. Последняя создавалась под руководством главного конструктора Л.И. Горлицкого с привлечением специалистов Челябинского Кировского завода. Эта машина была оснащена 122-мм гаубицей.

СУ-122



В день начала серийного выпуска Т-34 на УЗТМ - 19 октября 1942 г. - ГКО постановлением № 2429сс УЗТМ и завод № 592 обязал срочно разработать бронированную 122-мм самоходную гаубицу для подавления огневых точек и борьбы с танками противника. И уже к 29 октября особая конструкторская группа представила проект У-35.

На постройку опытного образца с учётом всех замечаний было отпущено 20 дней. Потребовалось 25 дней и 30-го ноября прототип У-35 выполнил 50-км пробег и из его орудия сделали 20 выстрелов. Практически сразу же по ходу тестирования вскрылся ряд серьёзных конструктивных недостатков машины. Государственные испытания У-35 проходил на Гороховцеком артиллерийском полигоне с 5 по 19 декабря 1942 г. По результатам испытаний У-35 была принята на вооружение под индексом СУ-122, но при этом составив список из 48 необходимых доработок её конструкции. Однако, ввиду крайней необходимости этих машин на фронте, УЗТМ было разрешено поставить первую серию СУ-122 «как есть», без устранения отмеченных недостатков.

Но ещё до конца 1942 года коллектив завода сумел ликвидировать большинство из них. Только предсерийная партия СУ-122 из 10 машин имела «ломаную» лобовую часть, недостаточные размеры маски орудия и не оснащалась вентилятором и броневым прикрытием артиллерийского панорамного прицела. У серийных СУ-122, которые сошли с конвейера УЗТМ в январе 1943 года, лобовая бронеплита стала сплошной, для них были введены новая маска, исключавшая попадание пуль и осколков в щели при повороте орудия, увеличенные по объёму топливные баки, а также ряд других усовершенствований.

Компоновка СУ-122 была аналогична другим советским САУ (кроме СУ-76): полностью бронированный корпус был разделён на две части. Экипаж, орудие и боезапас размещались впереди в броневой рубке, которая совмещала боевое отделение и отделение управления. Двигатель и трансмиссия были установлены в корме машины. Три члена экипажа находились слева от орудия: механик-водитель, затем наводчик, и сзади - заряжающий, а два остальных - командир машины и замковый - справа. Броневой корпус и рубка самоходной установки сваривались из катаных броневых плит толщиной 45, 40, 20 и 15 мм. Броневая защита слабо дифференцированная, противоснарядная. Броневые плиты рубки устанавливались под рациональными углами наклона. На прототипе и первых серийных самоходках лобовая часть рубки собиралась из двух бронеплит под разными углами наклона, впоследствии её заменили на единую деталь, устанавливаемую под углом 50° к нормали. Для удобства технического обслуживания надмоторные броневые плиты были выполнены съёмными, а верхняя кормовая деталь — откидной на петлях. В крыше рубки были сделаны два больших отверстия — под смотровую башенку панорамного прицела и люк для посадки-высадки экипажа САУ.

Основным вооружением СУ-122 была модификация М-30С нарезной 122-мм дивизионной гаубицы обр. 1938 г. (М-30). Гаубица М-30С имела ствол длиной 22,7 калибра, дальность стрельбы прямой наводкой достигала 3,6 км, максимально возможная - 8 км. Диапазон углов возвышения составлял от -3° до +25°, сектор горизонтального обстрела был ограничен 20°. Поворотный механизм орудия винтового типа, его маховик располагался слева от ствола и обслуживался наводчиком. Подъёмный механизм — секторного типа с маховиком справа от ствола, обслуживался командиром САУ.

Скорострельность орудия - 2-3 выстрела в минуту. Боекомплект орудия составлял 40 выстрелов раздельно-гильзового заряжания. В состав боекомплекта могли входить практически все 122-мм гаубичные снаряды. СУ-122 оснащалась четырёхтактным V-образным 12-цилиндровым дизельным двигателем жидкостного охлаждения В-2-34. Максимальная мощность двигателя — 500 л. с. при 1800 об/мин. Внутренние топливные баки вмещали 500 л, которых хватало на 600 км хода по шоссе. Скорость по шоссе 55 км/ч, а по пересечённой местности - 15...20 км/ч.

Ходовая часть была почти идентична базовому танку Т-34

Оба названных образца, особенно первый, сыграли заметную роль в Курской битве. Производство САУ на "Уралмаше" получило развитие и летом 1943 г. была создана СУ-85, вооружённая 85-мм пушкой. После того как танк Т-34 получил 85-мм пушку, САУ была оснащена 100-мм пушкой и получила название СУ-100. Это была весьма удачная машина, её пушка для своего времени обладала хорошими баллистическими данными.

СУ-85



СУ-85 создана на базе среднего танка Т-34 и штурмового орудия СУ-122. Выпускалась на Уральском заводе тяжёлого машиностроения (Уралмаш) с августа 1943 по июль 1944 г., всего было построено 2337 самоходок.

Основным вооружением СУ-85 являлась нарезная 85-мм пушка Д-5, выпускавшаяся в двух модификациях - Д-5С-85 и Д-5С-85А. Эти варианты различались методом изготовления ствола и конструкцией затвора, а также массой своих качающихся частей. Орудие монтировалось в рамной установке, которая по своей сути являлась карданным подвесом.

Горизонтальными цапфами пушка соединялась с прямоугольной по форме рамой, которая, в свою очередь, могла поворачиваться вдоль вертикальной оси, проходящую сквозь верхнюю и нижнюю части неподвижной части броневой кожуха орудийной установки, креплёвшегося болтами к лобовой броневой плите САУ.

Пушка Д-5С имела ствол длиной 48,8 калибра, дальность стрельбы прямой наводкой достигала 3,8 км, максимально возможная - 13,6 км.

85-мм пушка Д-5С позволяла СУ-85 эффективно бороться со средними танками противника на дистанциях более километра, а на меньших дистанциях и пробивать лобовую броню тяжёлых танков.

Диапазон углов возвышения составлял от -5° до +25°, сектор горизонтального обстрела был ограничен значениями ±10° от продольной оси машины.

Боекомплект орудия составлял 48 выстрелов унитарного заряжания. Скорострельность орудия составляла 6-7 выстрелов в минуту. В состав боекомплекта могли входить практически все 85-мм снаряды от зенитной пушки обр. 1939 г., но на практике в подавляющем большинстве случаев использовались только осколочные и броневбойные.

Двигатель, узлы и агрегаты трансмиссии, ходовой части машины были полностью заимствованы у танка Т-34. Ввиду того, что боевая масса самоходной установки не превышала боевой массы танка Т-34, надёжность работы этих агрегатов сомнений не вызывала.

Скорость по шоссе составляла 55 км/ч, а запас хода - 400 км

СУ-100 первой серии, осень 1944 г.



Боевое применения СУ-85 показало, что мощность её орудия недостаточна для эффективной борьбы с «Пантерами» и «Тиграми». Расчёты показывали, что рационален переход к 100-мм калибру. После длительных проработок была создана 100-мм пушка Д-10С, подходящая для установки в корпус СУ-85 без внесения в последний значительных изменений.

Прототип с орудием Д-10С, получивший обозначение «Объект 138», был изготовлен на УЗТМ в феврале 1944 г. и успешно прошёл заводские испытания (150 км пробега, 30 выстрелов) и 3 марта был отправлен на государственные испытания, в ходе которых машина прошла 864 км и совершила 1040 выстрелов. Государственная комиссия признала её годной для принятия на вооружение. Серийное производство СУ-100 началось на Уралмашзаводе в сентябре 1944 г. Всего было выпущено 3037 машин



Огромный вклад в создание эффективных образцов отечественных танков и САУ внесли разработчики вооружения - главные конструкторы В.Г. Грабин (Т-34, КВ, Т-34-85, СУ-76) и Ф.Ф. Петров (КВ-85, ИС-1, ИС-2, СУ-152, ИСУ-152, СУ-85, СУ-100). Производство танковых пушек осуществлялось на заводах в Горьком, Свердловске, Молотове.

Существенным преимуществом советского танкостроения было наличие отработанного танкового дизеля В-2, который устанавливался на всех средних и тяжелых танках и САУ (главный конструктор И.Я. Трашутин). В годы войны производство двигателей было развернуто на Челябинском Кировском заводе, куда было эвакуировано моторное производство. Кроме того, двигатели выпускались в Свердловске и на Алтае.

Броневое производство было налажено в Магнитогорске (куда была эвакуирована часть оборудования из Мариуполя) и Свердловске (на базе оборудования, эвакуированного из Ижоры). Выпуск броневых корпусов был резко увеличен благодаря введению автоматической сварки (академик Е.О. Патон).

Производство колесных боевых машин в годы войны было незначительным. Вследствие невысокой боевой эффективности производство броневых автомобилей БА-10 и БА-20 в 1941 г. было прекращено. В 1942 г. на Горьковском автозаводе на базе легкого командирского автомобиля высокой проходимости ГАЗ-64 был создан легкий броневый автомобиль БА-64 (с 1943 г. - БА-64Б), вооруженный пулеметом и имевший пулестойкие шины.

Колоссальной заслугой руководства танковой промышленности, танкостроителей-инженеров и рабочих, транспортников было перебазирование танковой промышленности. В начальный период войны были потеряны основные танковые центры - Ленинград и Харьков. Из Москвы был эвакуирован танковый завод. Было потеряно броневое производство (Мариуполь, Ижора). В 1942 г. прекратил существование Сталинградский тракторный завод. Нарушились производственные и поставочные связи.

В этих тяжелых условиях удалось эвакуировать основное оборудование и квалифицированные кадры, развернуть производство танков и САУ на востоке. Это был невероятный трудовой подвиг, потребовавший отличной организации, творческого подхода, изменения технологии. Показательны такие цифры: за годы войны в СССР было произведено 104 тыс. танков и САУ, в то время как фашистская Германия, опиравшаяся на возможности всей

БА-64Б



БА-64 - создан в июле - декабре 1941 г. на шасси полноприводного легкового автомобиля ГАЗ-64.

В ходе эксплуатации машины подтвердилась выявленная ещё в ходе заводских испытаний недостаточная боковая устойчивость, обусловленная узкой для машины такого класса колеёй базового ГАЗ-64 и сравнительно высоким центром тяжести броневых автомобилей. С 31 августа 1942 года были начаты работы по созданию модификации БА-64 с расширенной колеёй, а 26 сентября были переданы ГАБТУ на утверждение план коренной модернизации броневых автомобилей и программа его испытаний. Улучшенная модель БА-64Б была запущена в серийное производство в 1943 году. В качестве базы для неё использовался лёгкий армейский вездеход ГАЗ-67Б с более широкой колеёй. Турельная установка 7,62-мм пулемёта ДТ была заменена на башенную. Боевая масса автомобиля 2,36 т. Экипаж два человека. Двигатель рядный, 4-цилиндровый, карбюраторный, жидкостного охлаждения мощностью 50 л.с.

Скорость по шоссе - 80 км/ч. Запас хода по шоссе 560 км. Серийный выпуск БА-64Б продолжался до 1946 года включительно. Всего было выпущено 9110 броневых автомобилей этого типа

Европы, выпустила лишь 53 800 машин. В США было произведено 102 500 танков, в Англии - 25 160. Лишь незначительное количество танков было получено СССР по ленд-лизу - 12 500 машин.

В организации перебазирования танковой промышленности на восток и налаживания там массового производства (до войны производство было мелкосерийным) велика заслуга наркома танковой промышленности В.А. Малышева (наркомат был образован в сентябре 1941 г.), директоров заводов И.М. Зальцмана, Л.И. Максарева, Е.Э. Рубинчика и др. Необходимо отметить и отлично организованный ремонт поврежденных боевых машин - за годы войны было восстановлено 430 тыс. машин.

(Продолжение следует.)

Советские танки, разработанные в годы Второй мировой войны

Показатель	Т-70	Т-34-76	Т-34-85	Т-44	КВ-1С	КВ-85	ИС-2	ИС-3	СУ-76М	СУ-100	ИСУ-152
Годы производства	42-43	42-43	44-47	45-47	42	43	44-45	45-46	43-45	44-47	43-46
Масса, т	10	30,9	32	31,8	43,5*	46	46	47	11,5	31,6	46
Экипаж, чел.	2	4	5	4	5	5	4	4	4	4	5
Калибр пушки, мм	45	76,2	85	85	76,2	85	122	122	76,2	100	152
Начальная скорость снаряда, м/с	760	662	793	793	662	793	781	781	662	895	600
Боекомплект к пушке, выстр.	70	100	55	58	111	70	28	28	60	34	20
Толщина брони корпуса, мм	50	90	90	180	120	120	185	220	50	90	140
Максимальная скорость, км/ч	45	55	55	51	43	42	37	45	45	50	35
Запас хода по шоссе, км	250	300	300	300	270	270	220	220	250	310	220
Мощность двигателя, л.с.	2x85	500	500	500	600	600	520	520	2x85	500	520
Среднее давление на грунт, кг/см ²	0,55	0,71	0,81	0,83	0,70	0,75	0,8	0,8	0,55	0,8	0,8

Таблица 5

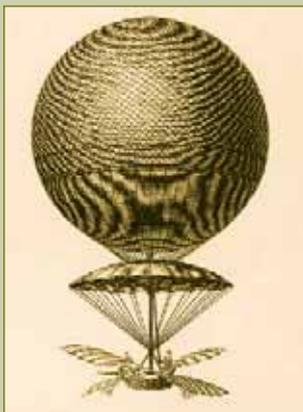


ЕСТЬ ЛИ БУДУЩЕЕ У ДИРИЖАБЛЕЙ?

На прошедшей в апреле этого года Олимпиаде, посвященной 110-летию первого в Европе публичного полета самолета, автор данной статьи представил своё научно-историческое исследование по проблеме перспектив развития дирижаблей. Естественно, что в коротком докладе, за который, кстати, Илья был удостоен приза жюри в номинации "Аналитический подход к историко-техническому исследованию", представить весь изученный материал невозможно. И журнал "Двигатель", один из активных популяризаторов авиации и постоянный участник всех Олимпиад, предоставил свои страницы, без всяких сомнений, будущему Строителю российской авиации.

Илья Андреевич Щур,

ученик 8 класса ГБОУ Гимназия №1576, г. Москва



Вёсельный шар Бланшара

Готовясь к XIII Олимпиаде по истории авиации и воздухоплавания им. Можайского, я обратил внимание на тему "Есть ли будущее у дирижаблей?" Эта тема меня заинтересовала, и я решил делать по ней свою исследовательскую работу, в ходе которой мне стали известны некоторые факты из истории дирижаблей. В этой статье я хочу поделиться наиболее интересными из них, а также поделиться своими выводами о будущем дирижаблей.

От аэростата к дирижаблю

Сразу после первых полётов шаров Братьев Монгольфье и Жака Шарля в 1783 г. люди пытались научиться управлять аэростатом. И несмотря на то, что Жозеф Монгольфье после тщательного анализа всех известных в то время технических средств писал в письме своему брату Этьену: "я не вижу действительной возможности управлять шаром, кроме знания воздушных течений, изучением которых следует заняться; редкие из них не меняют направления с высотой" (1), в истории можно выделить довольно большое количество попыток управления аэростатом с помощью различных средств, таких как: весла, паруса, рули и т.д.

Первую попытку управления аэростатом с помощью двух вёсел предпринял 2 марта 1784 г. Бланшар.

25 апреля 1784 г. свой аэростат поднял Дижон Гуйтон де Монво, оболочка его шара была охвачена кольцом, на котором напротив друг друга находились два прямоугольных паруса, которые выполняли роль рулей. На этом же кольце перпендикулярно первым парусам имелись ещё два паруса меньших размеров, которые поворачивались наподобие крыльев. Паруса управлялись из гондолы. Кроме того, в гондоле были установлены два весла.

11 июля 1784 г. Миолан и Жаниэн сделали попытку управления аэростатом при помощи реактивной струи горячего воздуха, выходящего через отверстие в оболочке.

17 сентября 1785 г. Албан и Валле совершили полёт на шаре, оборудованном двумя 4-лопастными винтами большого диаметра, которые приводились в движение мускульной силой членов команды. Это был первый случай использования в воздухоплавании воздушных винтов. Но к сожалению, мускульной силы человека недостаточно для управления аэростатом.

В 1789 г. Скотт предложил использовать для горизонтального перемещения аэростата аэродинамические силы, возникающие при наклонах аэростата в

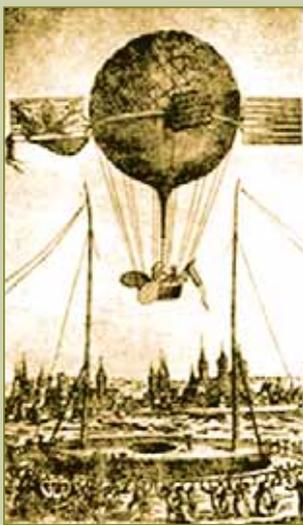
вертикальной плоскости одновременно с его перемещением вверх и вниз. К сожалению, движущая сила для горизонтального перемещения была слишком мала, что не дало осуществить на практике в принципе правильную идею Скотта.

Существовало ещё множество попыток управления аэростатами с помощью вёсел, парусов, рулей, наклонных поверхностей и пр. в конце XVIII - первой половине XIX в. Несмотря на то, что все эти попытки оказались безуспешными, их польза для развития управляемого воздухоплавания неоспорима. Стало очевидно, что управляемый полёт возможен только при использовании источника энергии, расположенного непосредственно на самом аэростате.

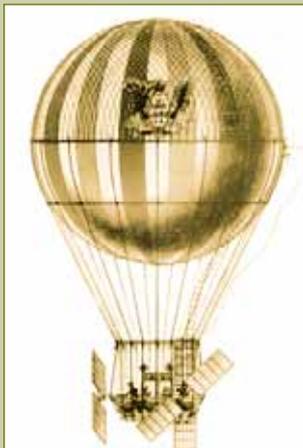
Самый интересный проект, который стал отправной точкой в создании дирижаблей и содержал принципиально новые технические решения, предложил в 1784 г. французский математик и военный инженер Жан Батист Мари Шарль Менье.

Оболочка аэростата предполагалась в форме эллипсоида, изготовленная из прочного холста и укрепленная веревочной сетью. Внутри этой внешней оболочки находилась вторая газонепроницаемая оболочка, в которую закачивался водород. В пространство между оболочками - баллонет (баллонет - матерчатое вместилище для воздуха, помещенное внутри газового пространства привязных аэростатов и нежестких или полужестких дирижаблей; служит для сохранения неизменяемости внешней формы оболочки (2)) при помощи специальных мощных мехов закачивался воздух. Кроме того, предполагалось использовать баллонет для управления высотой полёта (при закачивании воздуха аппарат утяжеляется и снижается, при выпуске воздуха набирает высоту). Для повышения надёжности крепления и равномерного распределения нагрузки гондола должна была крепиться к шитому по периметру оболочки поясу. Для перемещения аппарата Менье предполагал использовать три винта, расположенные между гондолой и оболочкой, и приводимые в движение мускульной силой восьмидесяти человек.

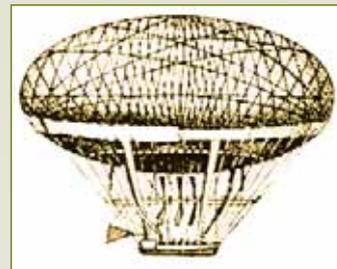
И хотя Менье не смог осуществить свой проект, он по праву считается изобретателем дирижабля.



Аэростат Гуйтона де Монво 1784 г.



Аэростат Албана и Валле 1785 г.



Дирижабль генерала Менье, 1794 г.

В 1812 году в России немецкий механик Франц Леппих попытался построить управляемый аэростат. Воздушный корабль строился на деньги государства для борьбы с Наполеоновской армией.

В качестве двигателей Леппих предполагал использовать два подвижных крыла. Несмотря на техническую образованность Леппих, к сожалению, не знал, что для обеспечения перемещения аэростата нужен мощный двигатель с воздушным винтом, а не крылья, вёсла и т.д. Несмотря на это, проект Леппиха интересен как первая попытка постройки дирижабля.

Первые дирижабли

В 1850 г. парижский часовщик и механик Жюльен построил семиметровую модель дирижабля, где в качестве двигателя использовался часовой механизм с пружиной, который вращал два винта, находящиеся в передней части по обеим сторонам модели. Оболочка была выполнена в форме веретена, охвачена сверху сеткой, к которой снизу оболочки была прикреплена гондола. На корме дирижабля был расположен руль.



Модель дирижабля Жюльена, 1850 г.

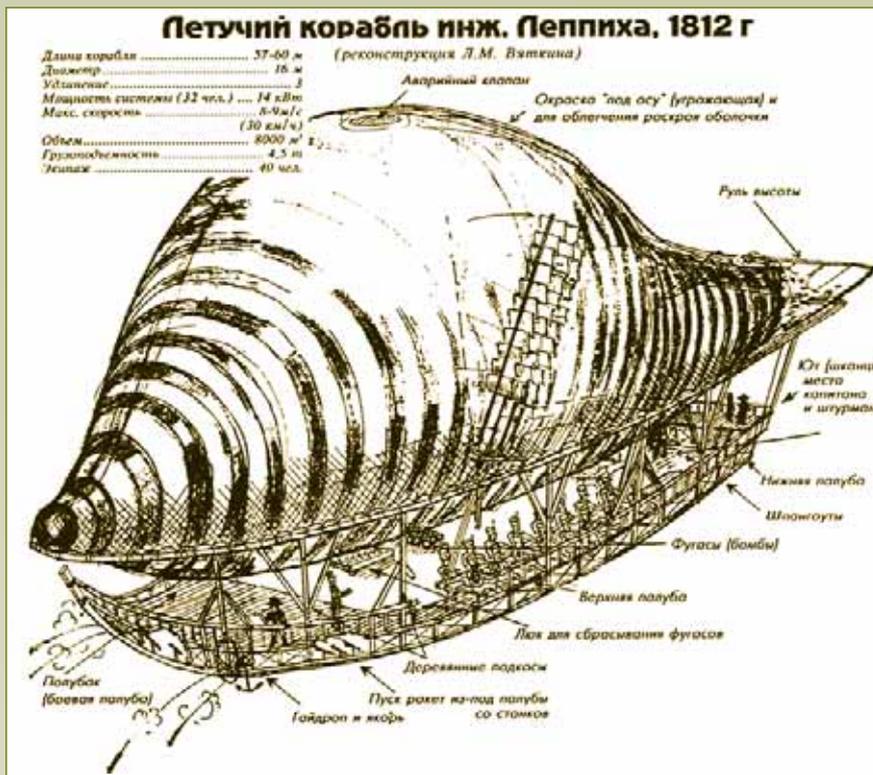
В ноябре были выполнены два полёта, которые оказались удачными - модель летала против ветра.

Свидетелем одного из этих полетов оказался паровозный машинист и механик Анри Жиффар, который увлекался проблемой управляемого воздухоплавания. Игрушка Жюльена вдохновила Жиффара на создание дирижабля с паровым двигателем. Не зная о трудах Менье, Жиффар практически в точности повторил принципы его дирижабля. Оболочка дирижабля Жиффара имела вытянутую форму, была охвачена сверху сетью с подвешенным к ней деревянным брусом. К этому брусу сзади был прикреплён руль, а снизу была подвешена гондола, в которой был установлен паровой двигатель, сконструированный самим Жиффаром специально для дирижабля. Чтобы уменьшить опасность пожара топка была изолирована, а труба направлена вниз. Двигатель приводил в движение трёхлопастный винт, который Жиффар назвал пропеллером, что в переводе значит "толкатель".

Первый полёт дирижабля Жиффара состоялся 24 сентября 1852 г. Жиффар поднял аппарат на высоту 1800 м и мог маневрировать и перемещаться перпендикулярно направлению ветра, к сожалению, из-за низкой скорости и мощности двигателя



Дирижабль Жиффара, 1852 г.



перемещаться против ветра дирижабль не смог, в результате чего Жиффару не удалось вернуться к месту старта. Тем не менее, это была первая удачная попытка управляемого полёта на аэростате, что позволяет считать Жиффара создателем первого дирижабля, а его полёт - началом эры управляемого воздухоплавания.

В 1872 году немец Пауль Генлейн использовал на дирижабле газовый двигатель, который работал на светильном газе, которым была наполнена оболочка дирижабля. Газ подавался в двигатель из оболочки. Чтобы оболочка не теряла форму при расходе газа, Генлейн использовал баллонет, воздух в который нагнетался вентилятором. Ещё одним усовершенствованием, которое применил Генлейн, была жёсткая рама, которая была прикреплена к сети, накинута на оболочку, к раме крепилась гондола. Такая конструкция значительно повышала жёсткость дирижабля. Также на этом дирижабле впервые были применены автоматические предохранительные клапаны, которые открывались при перепаде давления в оболочке.

В 1880 г. Баумгартен и Верфельд построили первый дирижабль с бензиновым двигателем.

8 октября 1883 г. братья Тиссандье осуществили полёт первого дирижабля с электрической силовой установкой.

В 1884 г. французы Шарль Ренар и Артур Кребс построили дирижабль "La France" с электродвигателем. На этом дирижабле была установлена гондола длиной 32 метра, вдоль которой перемещался груз для изменения дифферента дирижабля. Ещё длинная гондола позволяла равномерно распределить нагрузку по всей длине оболочки. Также на "La France" были впервые применены горизонтальные стабилизаторы. 9 августа 1884 г. впервые в истории управляемого воздухоплавания дирижабль возвратился к месту старта. За 23 минуты "La France" прошёл 8 км.



Дирижабль "La France"

Проект управляемого аэростата Франца Леппиха

Развитие дирижаблей

Но только в начале XX века дирижабли получили признание и стали применяться как для военных целей (разведка, бомбардировка), так и для пассажирских перевозок.

По конструкции дирижабли можно разделить на три основных типа: мягкие, полужёсткие и жёсткие.

Рассмотрим развитие каждого типа дирижаблей в отдельности и проведём анализ их преимуществ и недостатков относительно друг друга.

Мягкие дирижабли

Первые дирижабли в основном относились к мягкому типу. О некоторых было рассказано в предыдущей главе, здесь же мы рассмотрим дальнейшее развитие данного типа дирижаблей.

В 1902 году Альберто Сантос-Дюмон впервые применил на своём дирижабле №7 секционирование оболочки (на три отсека), что уменьшило перетекание газа вдоль оболочки.

В 1905 году Америго да Скио построил дирижабль "Italia" на котором покрыл оболочку лаком с алюминиевой пудрой для отражения солнечных лучей. Баллонета на этом аппарате не было, но было использовано совершенно новое решение для поддержания мягкой оболочки в натянутом состоянии и изменения её объёма. В нижнюю часть была вшита продольная полоса, изготовленная из каучука, которая могла растягиваться от 1,4 м до 4,5 м. увеличивая при этом объём оболочки на 14 %. Когда полоса вытягивалась до своего максимального размера, срабатывали автоматические предохранительные клапаны.

Оригинальна конструкция дирижабля "Torres Quevedo" Его оболочка была образована тремя соединёнными между собой, заострёнными в кормовой части и носовых частях, полуцилиндрами. По линиям соприкосновения полуцилиндров в оболочку были вшиты три продольных троса. В нескольких местах эти тросы были соединены между собой поперечными тросами, которые образовали равносторонний треугольник. Эта своеобразная тросовая ферма придавала необходимую жёсткость оболочке и позволяла обеспечить неизменяемость её формы при небольшом давлении газа. Управление дифферентом дирижабля тоже осуществлялось принципиально новым способом. Подвешенная на параллельных тросах гондола, при помощи лебёдки, перемещалась вдоль оболочки, что обеспечивало необходимый дифферент дирижабля.

В 1906 году свой первый дирижабль построил Август Парсеваль. В своём аппарате он применил несколько новых решений. Во-первых, два расположенных внутри оболочки баллонета наполнялись воздухом независимо друг от друга, что позволяло изменять дифферент дирижабля без установки рулей высоты. Во-вторых, была применена принципиально новая конструкция воздушного винта. Лопасти винта были изготовлены из прорезиненной материи, одним концом они крепились к втулке винта, а на другом их конце были закреплены грузы. При вращении винта под действием центробежной силы лопасти выпрямлялись, и винт успешно выполнял свою функцию. Всего было построено 24 дирижабля этого типа.

Далее развитие мягких дирижаблей в основном шло по пути улучшения двигателей и материалов. Но были и интересные конструктивные решения.

В США фирмой "Goodyear" строились дирижабли с абсолютно другим способом подвески гондолы. Если во всех других мягких дирижаблях гондола прикреплялась к оболочке на тросах, то в дирижаблях "Goodyear" она крепилась заподлицо с оболочкой при помощи внутренней и внешней подвесок. Такие дирижабли называют полумягкими. Наибольшее распространение среди полумягких дирижаблей получил дирижабль типа К. Его конструкция характерна для всех полумягких дирижаблей. Первый экземпляр такого дирижабля был построен в 1938 году. Несущим газом в нём является гелий. Оболочка была сделана из трёхслойной хлопчатобумажной ткани с нанесённым на внутреннюю сторону слоем неопрена (Неопрен (Neoprene) - разновидность синтетического каучука), который уменьшал газопроницаемость оболочки. Снаружи оболочка имела алюминиевое покрытие. В кормовой и носовой частях оболочки располагались два баллонета, оснащённых выпускными клапанами, которые могли работать как в автоматическом, так и в ручном режимах. Над гондолой были оборудованы два канала для осмотра оборудования внутри оболочки. Передняя часть оболочки была усилена с помощью 24-х реек, которые были зашнурованы в матерчатые карманы и соединялись с дюралюминиевой носовой шайбой. В плоскости винтов нижняя часть оболочки была усилена накладками для предотвращения повреждений кусками льда при полётах в условиях обледенения.

Также строились и тепловые дирижабли: т.е. дирижабли, подъёмная сила которых создается подаваемым в оболочку горячим воздухом.

Так в 1975 г. первый полёт совершил полумягкий тепловой дирижабль "Star". В нём подача воздуха в оболочку осуществлялась при помощи вспомогательного двигателя через подогреватели. Топливом для двигателя и подогревателя был пропан. В случае отказа вспомогательного двигателя вентилятор приводился в движение основным. При заполнении оболочки воздухом использовались два подогревателя, а во время полёта один.

Применение в конструкции мягких дирижаблей баллонета позволяло максимально обеспечить неизменяемость формы оболочки, что является основным условием безопасного полёта мягкого дирижабля. Но опыт полётов на дирижаблях мягкой системы показал, что при резком охлаждении оболочки (при понижении температуры окружающего воздуха или при прекращении воздействия на оболочку солнечных лучей) газ в оболочке сжимается, и компенсировать потерю объёма нагнетанием воздуха в баллонет удавалось не всегда. С увеличением объёмов оболочек проблема становилась более актуальной. Один из методов решения данной проблемы был поиск возможностей повышения жёсткости мягкой оболочки.

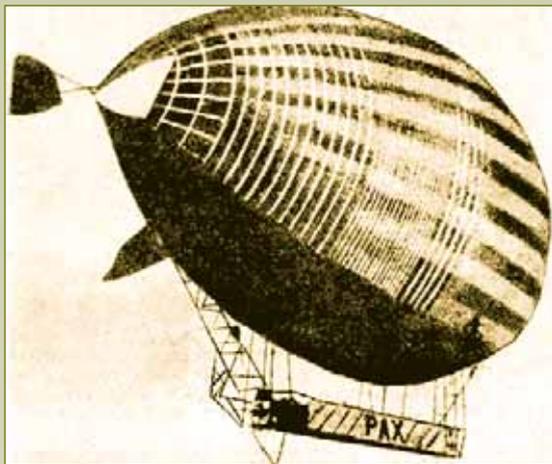
Полужёсткие дирижабли

Впервые попытку использовать в конструкции своего дирижабля жёсткий элемент предпринял в 1902 г. бразилец Август Северо д'Альбукверк Марана. Он построил дирижабль "Рах", мягкая оболочка которого была укреплена на жёсткой ферме из бамбука, стальных и алюминиевых труб.

Меньшее основание этой трапецевидной фер-



Дирижабль "Torres Quevedo", 1907 г.



Управляемый аэростат "Pax" 1902 г.

мы служило гондолой, а большее основания было расположено внутри оболочки от носовой до кормовой части. Носовая и кормовая точки фермы были соединены валом, на концах которого снаружи оболочки располагались один тянущий и один толкающий винты. Кроме этих винтов двумя бензиновыми двигателями приводились в движение ещё пять винтов, четыре из которых заменяли собой рули направления, а один был предназначен для изменения высоты полёта.

В том же 1902 г. француз Анри Жюлио построил дирижабль "Lebaudy".

Оболочка дирижабля была изготовлена из двухслойной хлопчатобумажной ткани, пропитанной раствором резины. Внутри оболочки располагался баллонет, состоящий из четырёх секций и оборудованный автоматическим предохранительным клапаном. В оболочке также был установлен автоматический предохранительный клапан, а кроме того и газовый маневровый клапан. Оболочка с помощью тросов была прикреплена к жёсткой платформе, изготовленной из стальных труб. Здесь мы видим, что в своём аппарате Жюлио развил идеи Жиффара и Генлейна. Баллонет поддерживал форму оболочки в поперечном направлении, а рама в продольном. Но в отличие от рамы в дирижабле Генлейна у Жюлио рама крепилась непосредственно к оболочке, а не подвешивалась к ней на тросах. Снизу к платформе был прикреплён жёсткий вертикальный киль с рулём направления. По обеим сторонам киля располагались поворотные горизонтальные поверхности - это была первая попытка использования на дирижабле рулей высоты.

Таким образом, Жюлио положил начало новому направлению в дирижаблестроении - созданию дирижаблей полужёсткой системы.

В 1906 г. Жюлио построил дирижабль "Patrie", на раме которого перед гондолой по обе стороны от неё были установлены две управляемые горизонтальные поверхности, при повороте которых в полёте можно было осуществлять подъём или спуск дирижабля без сброса балласта и выпуска части несущего газа.

В 1909 г. в США был построен дирижабль "America II". В нём были применены два интересных технических решения. Первое: в оболочке имелись шесть изолированных баллонетов, в каждом из которых при помощи системы воздушораспределения и клапанов можно было изменять количество воздуха, благодаря чему менялся дифферент дирижабля. Вто-

рое: рули высоты были заменены системой поворота винтов.

Наибольшее развитие полужёсткие дирижабли получили в Италии. Там с 1907 г. активно строились и развивались дирижабли этой системы.

В 1907 г. был построен "Итальянский военный корабль № 1". Благодаря наличию реверса винтов он мог передвигаться задним ходом.

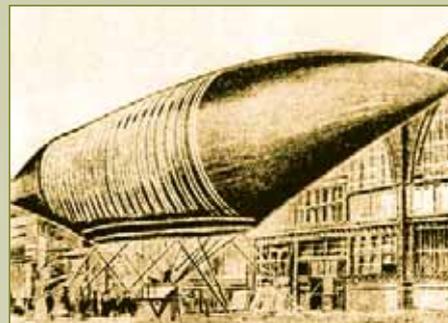
22 июля 1909 г. свой первый полёт совершил дирижабль "Leonardo da Vinci". Для уменьшения лобового сопротивления его пространственная килевая ферма полностью располагалась внутри оболочки.

В Риме был создан завод воздухоплавательных конструкций, который стал основной базой строительства полужёстких дирижаблей. На этом заводе было построено множество дирижаблей с различной кубатурой и мощностью двигателей. И хотя от дирижабля к дирижаблю конструкции совершенствовались, существенных различий между ними не было.

В 1919 г. Челестино Узуелли при участии Умберто Нобиле и Крокко построил дирижабль T-34 ("Roma"), это был самый крупный дирижабль, построенный на этом заводе. Килевая ферма этого аппарата была пространственной и в передней части переходила в жёсткое носовое усиление. Оболочка была разделена на секции вертикальными перегородками, причём газоместилще имело 11 секций, а баллонет 6. Полезная нагрузка этого дирижабля составляла 19 тонн, максимальная скорость полёта 110 км/ч.

В 1923 г. на этом же заводе был построен дирижабль N-1 по проекту Нобиле.

Этот дирижабль обобщил в своей конструкции



Дирижабль "Lebaudy", 1909 г.

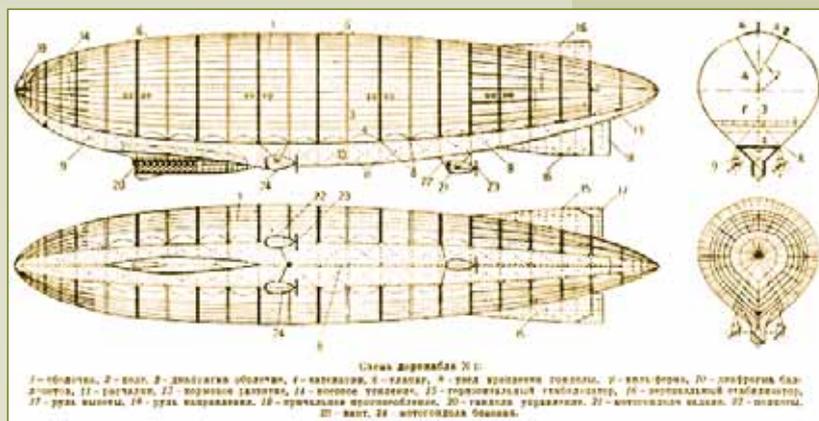


Схема дирижабля N-1, 1923 г.

весь многолетний опыт строительства полужёстких дирижаблей, а также стал классическим типом дирижабля полужёсткой системы, на базе которого строились дирижабли в разных странах. Килевая ферма в сечении представляла собой треугольник, обращённый вершиной вниз. В передней части к ней крепилось носовое усиление, а в задней - кормовое развитие. Отдельные части фермы были соединены между собой на шарнирах, что придавало конструкции небольшую гибкость, это было важно при грубой посадке и полёте в неспокойной атмосфере. Носовое усиление было выполнено в форме купола, образованного плоскими стальными фермами, расположенными вокруг носовой части оболочки и скреплённых поперечными кольцами. Изнутри к куполу прилегал носовая часть оболочки, а

снаружи купол был обтянут тканью. Носовое усиление смягчало нагрузки от набегающего потока, а также брало на себя часть усилий от расположенного в носовой части причального устройства. Кормовое развитие служило для крепления горизонтальных стабилизаторов, это позволяло сохранить управление в случае повреждения кормового газового отсека, поскольку обеспечивалась неподвижность жёстко закреплённого оперения. Внутри оболочки имелась продольная диафрагма, которая делила её на газоместиле и баллонет. Газоместиле было разделено на десять отсеков, каждый отсек был оборудован предохранительным клапаном, который работал как в автоматическом, так и в ручном режиме. Такие же клапаны были установлены и в отсеках баллонета. Очень интересное техническое решение Нобиле применил в подвеске килевой фермы к оболочке. Килевая ферма по верхним поясам подвешивалась к оболочке по всей своей длине посредством катенарий, соединявших соседние узлы фермы и вшитых непосредственно в оболочку. (катенария (латинское *catenarius* - цепной, от *catena* - цепь) - конструкция подвески, применяемая на воздухоплавательных летательных аппаратах для равномерной передачи сосредоточенных усилий на оболочку. Катенарная, или мостовая, подвеска (по типу подвески висячих мостов) образует систему, состоящую из катенарного пояса, закреплённого на оболочке (пришивкой, приклейкой), и элементов, соединяющих узлы катенарного пояса с агрегатами летательного аппарата. На нежёстких дирижаблях применяются внутренние катенарные пояса (передают нагрузку от гондолы или киля на верхнюю часть оболочки) и наружные пояса, соединяющие нижнюю часть оболочки с гондолой (или килем) (3). Внутри килевой фермы имелся коридор, по которому можно пройти из рубки управления к моторным гондолам. Там же располагались топливные и балластные баки. Под днищем гондолы были расположены пневматические амортизаторы. Дирижабль развивал максимальную скорость 113 км/ч.

Очень интересным, в техническом отношении был дирижабль "Omnia dirig", построенный на заводе общества "Leonardo da Vinci" в Милане. Килевая ферма этого дирижабля, как и в дирижаблях Нобиле, имела треугольное сечение, но с вершиной, обращённой вверх. "Omnia dirig" имел две оболочки: во внутренней находился несущий газ, а пространство между внутренней и наружной оболочками служило баллонетом. К килевой ферме жёстко крепились гондола, хвостовое оперение с рулями высоты и направления и две группы маневровых клапанов, расположенных в носовой и кормовой частях дирижабля. Выпускные отверстия этих клапанов были направлены по вертикали вверх и вниз и по горизонтали в обе стороны. За счёт реактивной силы, получаемой при выходе воздуха через эти клапаны, дирижабль мог поворачиваться в вертикальной и горизонтальной плоскостях без использования рулей, что облегчало его маневрирование на малых скоростях полёта и в режиме висения.

Жесткие дирижабли

Первые проекты дирижаблей, в которых постоянная форма оболочки обеспечивалась жёстким корпусом, появились во второй половине XIX в. За год до первого полёта дирижабля Жиффара, проект дирижабля с жестяной оболочкой разработал Прос-

пер Меллер. Также проекты металлических дирижаблей предлагали: Шерадам (1865 г.), Рихард Блейман (1866 г.), Митчелло - Пикасэ (1873 г.)

Во Франции в 1873 г. был выдан патент на жёсткий дирижабль Спису. Корпус этого дирижабля представлял собой жёсткий каркас из продольных и поперечных элементов, обтянутый тканью. Внутри корпуса находились четыре изолированных баллона с несущим газом.

Нельзя не рассказать о проекте дирижабля, разработанном в 1880 г. Огнеславом Степановичем Костовичем, сербом по национальности, с конца 1870 г. работающим в России. Жёсткий каркас корпуса покрывался шёлковой газонепроницаемой оболочкой. Дирижабль наполнялся водородом. Своему воздушному кораблю - гиганту Костович дал короткое, но прекрасное имя: "Россия".

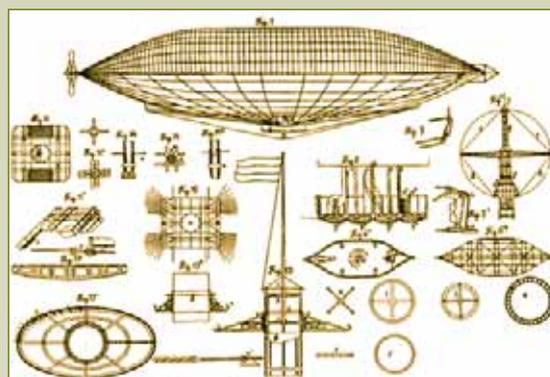


Чертёж дирижабля "Россия"

Для изготовления частей дирижабля Костович решил глубоко использовать изобретённый им арборит, материал - лёгкий и прочный, вроде многослойной фанеры.

В 1892 г. проект цельнометаллического дирижабля предложил К.Э. Циолковский. Конструкция его аппарата была принципиально новой. К созданию именно жёсткого дирижабля Константина Эдуардовича подтолкнули недостатки мягких дирижаблей, которые сам он описывал так: "первый недостаток такого мягкого дирижабля, заключающийся в том, что в зависимости от погоды дирижабль то падает, то устремляется ввысь. ... Второй недостаток безбаллонного дирижабля - постоянная опасность пожара, особенно при употреблении огневых двигателей. ... Третий недостаток мягкого дирижабля - объем и форма его постоянно изменяются, поэтому газовая оболочка образует морщины и большие складки, вследствие чего горизонтальная управляемость становится невыполнимой" (4).

Оболочку дирижабля Циолковского планировалось изготавливать из тонкого гофрированного металла. Благодаря гофрированным боковинам и специ-

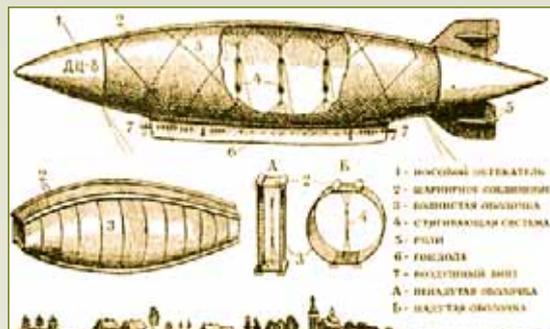


Чертёж дирижабля "Россия"

альной стягивающей системы объём оболочки был изменяемым, что позволяло сохранять постоянную подъёмную силу при различной высоте полёта и температуре окружающего воздуха. Оболочка наполнялась горячим воздухом, температура которого регулировалась для изменения высоты подъёма дирижабля. Воздух нагревался, проходя по змеевикам, нагреваемым выхлопными газами. Это был самый перспективный проект дирижабля того времени, который, по-моему, не потерял своей актуальности и в наше время.

Ряд проектов жёстких дирижаблей предлагали и другие конструкторы, но первый жёсткий дирижабль был построен только в 1900 году.

Это был дирижабль LZ-1, построенный в Германии по проекту Фердинанда Цепелина.



Дирижабль LZ-1, 1900 г.

Корпус дирижабля представлял собой жёсткий алюминиевый каркас в виде 24-гранной призмы с плавно закруглёнными концами. Каркас был обтянут хлопчатобумажной тканью, покрытой лаком. Кольцеобразные элементы соединялись продольными балками, идущими от носа до кормы. Для обеспечения неизменяемости формы каркаса конструкция была усилена тросовыми расчалками. 16 шпангоутами корпус был разделён на 17 отсеков. Газовместительное устройство состояло из 17 баллонов сферической формы, изготовленных из прорезиненной хлопчатобумажной ткани, пропитанной лаком, наполненных водородом, расположенных по одному в каждом отсеке. Баллоны отсутствовали. Каждый баллон был оборудован автоматическим предохранительным клапаном. Также имелись маневровые клапаны с пружинным затвором, которые управлялись из гондолы. Всего было две гондолы, соединённые между собой алюминиевой балкой, жёстко прикреплённой под каркасом. В каждой из гондол был установлен двигатель. Двигатели приводили в движение четыре воздушных винта, которые были расположены с каждой стороны, несколько ниже продольной оси корпуса. Такое расположение винтов улучшало устойчивость дирижабля. В носовой и кормовой частях дирижабля были установлены рули направления. В кормовой части также находился руль высоты. Кроме того, для изменения дифферента дирижабля использовался подвижной груз. Посадка по проекту должна была производиться на воду.

По мере развития дирижаблей Цепелина стали использоваться стабилизаторы, а также постоянно совершенствовались конструкции рулей высоты и направления.

Продольная килевая ферма была очень важным элементом в конструкции цеппелинов. Она служила коридором между гондолами, а также в ней размещалось оборудование и грузы. В первых цеппелинах для обеспечения пожаробезопасности килевая ферма находилась вне шпангоутов. Однако усовершенствование конструкции мотогондол позволило переместить ферму внутрь шпангоутов, что позволило уменьшить общую высоту дирижабля и снизить лобовое сопротивление. Первым дирижаблем, на котором это было сделано, стал LZ-18, построенный в 1913 г.

В 1914 году был построен дирижабль LZ-25, на котором были установлены рули, которые являлись непосредственным продолжением стабилизаторов.

Начиная с LZ-26 в каркасах дирижаблей стали применять вспомогательные шпангоуты, что позволило снизить массу каркаса при сохранении его прочности.

Развитие цеппелинов сопровождалось увеличением их размеров.

В 1928 году был построен 117-й по счёту дирижабль LZ-127 "Graf Zeppelin", который был самым совершенным жёстким дирижаблем, а также стал классическим дирижаблем жёсткой системы.

Одним из основных отличий LZ-127 от предыдущих цеппелинов было наличие верхнего коридора, в котором размещался коллектор газопровода, также верхний коридор использовался для обслуживания предохранительных клапанов. Вторым принципиальным отличием было использование кроме жидкого ещё и газообразного горючего (блау-газ). Блау-газ имел плотность, близкую к плотности воздуха, что избавляло от необходимости утяжелять дирижабль по мере выработки топлива. А также увеличивало грузоподъёмность дирижабля.

Дирижабль LZ-127 "Graf Zeppelin", 1928 г.



Кроме Германии жёсткие дирижабли строились в США и Англии. Все эти дирижабли были построены в основном по принципу цеппелина.

В 1923 г. в США был построен дирижабль ZR-1, который стал первым жёстким дирижаблем, в котором в качестве несущего газа использовался гелий.

Так же строились дирижабли, представляющие собой разновидность жёстких дирижаблей - жёсткокорпусные дирижабли. Особенностью этих дирижаблей было наличие жёсткой обшивки.

Первый такой дирижабль был построен в 1897 г. Давидом Шварцем. К жёсткому алюминиевому каркасу была приклепана обшивка из листового алюминия. К оболочке жёстко крепилась гондола.



Дирижабль Давида Шварца, 1897 г.

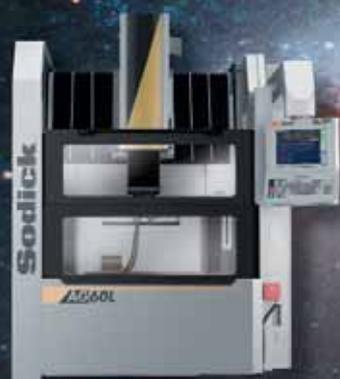
Двигатель приводил в движение четыре воздушных винта. Три винта служили для горизонтального перемещения дирижабля, а также для путевого управления (рули на дирижабле отсутствовали). Четвёртый винт находящийся под гондолой, имел горизонтальную ось и являлся подъёмным.

(Продолжение следует.)



Дирижабль ZR-1.

Sodick

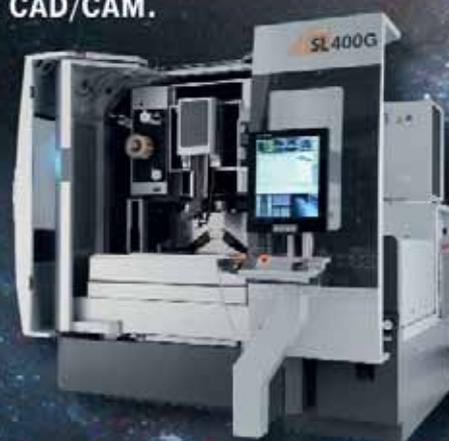


39000 линейных электроискровых станков в эксплуатации

(свыше **700** в России, Украине и др. государствах
бывшего СССР; на 12.2015 г.)

Единственный в мире изготовитель электроискровых (электроэрозионных) станков с проверенными временем плоскопараллельными линейными двигателями (ЛД).
Производство электроискровых линейных станков (станков с ЛД) с 1998 г.
Все линейные станки Sodick, включая самые первые 1998-1999 гг., по настоящий момент сохраняют неизменную точность позиционирования!

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



Точность позиционирования:

гарантия **10** лет

Впервые в отрасли!

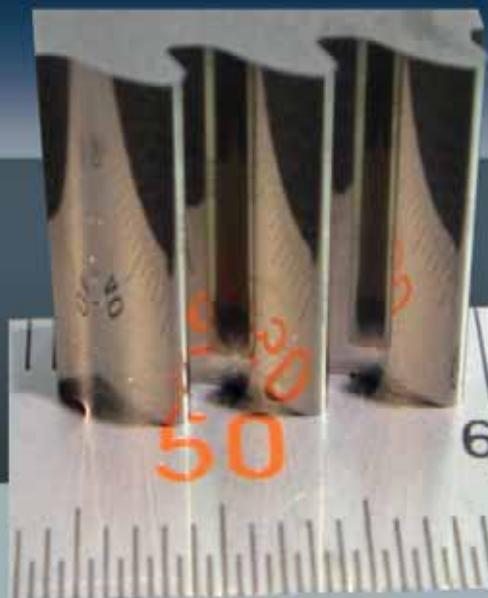
60 лет опыта производства ЭИ станков!

НАНОШЕРОХОВАТОСТЬ

Шероховатость $Ra=0,006$ мкм
($Rz=50$ нано = 14-й класс!)
на серийном линейном
вырезном станке в масле!

Sodick

www.sodicom.biz



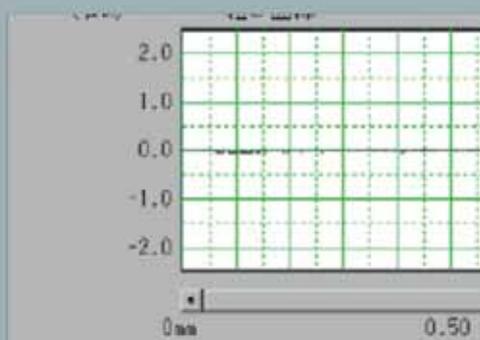
AP250L

Рекордное зеркальное выхаживание
до уровня $Rz=50$ нанометров;

Сверхточная вырезка твердых сплавов
без выпадения кобальта;

Прецизионная вырезка тонкой проволокой
высоких пуансонов.

ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ В МАСЛЕ =
= ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ В ВОДЕ



Параметр	Значение	Единица
Ra	0.0061	мкм
Ra(1)	0.0072	мкм
Ra(2)	0.0086	мкм
Ra(3)	0.0062	мкм
Ra(4)	0.0060	мкм
Ra(5)	0.0048	мкм
Rz	0.0576	мкм
Rz(1)	0.0600	мкм
Rz(2)	0.0440	мкм

Рекорд отрасли!



Динамичность.

Выдерживают высокие рабочие нагрузки столь же легко, как и конечное изделие: станки Hermle для изготовления инструментов и пресс-форм.



Обрабатывающие центры Hermle - это чемпионы в микронной точности с длительным сроком службы. Выполняют пятиосевую обработку заготовок весом до 2500 килограмм - причем с точностью в несколько микрон. Для получения идеальных результатов.

Open House в Госхайме 20 - 23 апреля 2016 года

www.hermle.de

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

