

Двигатель

Научно-технический журнал

№ 2 (92 + 243) 2014





Научно-техническое издание по освещению проблем в промышленности



2010



Медаль АМКОВ "Преодоление"

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.,**
гл. научный сотрудник ФГУК "Политехнический музей"
- Губертов А.М., д.т.н.,**
зам. директора ФГУП "Исследовательский центр им. М.В. Келдыша"
- Дическул М.Д.,**
зам. управляющего директора ОАО "УК "ОДК"
- Дмитриев В.Г., д.т.н.,**
вице-президент корпорации "Иркут"
- Иноземцев А.А., д.т.н.,**
ген. конструктор ОАО "Авиадвигатель"
- Каблов Е.Н., академик РАН,**
ген. директор ГНЦ "ВИАМ"
- Каторгин Б.И., академик РАН**
- Коржов М.А., к.т.н.,**
руководитель проекта "Двигатель"
ОАО "АвтоВАЗ"
- 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
- Кухаренок Г.М., к.т.н.,**
зав. каф. ДВС Белорусского национального ТУ
- Лобач Н.И.,**
ген. директор ПО "Минский моторный завод"
- 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.,**
ген. конструктор, ген. директор
ФГУП "КБ Химавтоматики"
- 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"
- Скибин В.А., д.т.н.,**
научный руководитель ГНЦ "ЦИАМ
им. П.И. Баранова"
- Смирнов И.А., к.т.н.,**
ген. конструктор КБХМ - филиала ФГУП "ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева"
- 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"
- Зайков Г.В.,**
ген. директор ГП "НПК газотурбостроения
"ЗОРЯ"-МАШПРОЕКТ"

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Иванович Бажанов
член-корреспондент

Международной инженерной академии

Заместитель главного редактора

Дмитрий Александрович Боев

Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

Финансовый директор

Юлия Валерьевна Дамбис

Редакторы:

Александр Аркадьевич Гомберг,

Андрей Иванович Касьян, к.т.н.

Юрий Романович Сергей, к.т.н.

Литературный редактор

Иван Петрович Сидоров

Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь

Владимир Николаевич Романов

Техническая поддержка

Ольга Владимировна Лысенкова, к.пед.н.

В номере использованы

фотографии, эскизы и рисунки:

А.В. Артамонова, 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 (2006-2012 гг.)

размещается также на сайте Научной электронной

библиотеки www.elibrary.ru и включена в индекс РИНЦ

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели" ©

генеральный директор Д.А. Боев

зам. ген. директора А.И. Бажанов

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

Мнение редакции не всегда совпадает с мнением авторов.

Перепечатка опубликованных материалов без письменного согласия редакции не допускается.

Ссылка на журнал при перепечатке обязательна.

Журнал "Двигатель", рекомендован экспертными советами ВАК по техническим наукам, по истории, экономике, философии, социологии и культурологии в числе журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертации на соискание ученой степени доктора и кандидата наук. Индекс 747 в общероссийском каталоге 2012 г.

Научно-технический журнал "Двигатель" ©

зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Рег. № 018414 от 11.01.1999 г.

16-й (108-й) год издания.

Отпечатано

ЗАО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.

Тираж 5 000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

Цена свободная.



СОДЕРЖАНИЕ

- 2 На Международном форуме двигателестроения 2014**
Д.А. Боев, И.М. Иванова
- 6 Надёжное фрезерование титана**
- 7 VQ - антивибрационная концевая фреза для обработки труднообрабатываемых материалов**
- 8 ИКАО: новый стандарт на шум самолетов гражданской авиации**
Ю.Д. Халецкий
- 12 Сколько стоит американский военный авиадвигатель**
В.П. Кокорев
- 18 Не только самый лёгкий газ...**
В.И. Гуров
- 20 Развитие авиационных газотурбинных двигателей в СССР/РОССИИ**
В.А. Зрелов
- 23 На Пермском моторном заводе теперь будут учить по-новому (информация)**
- 24 Основные достижения в ракетных двигателях малой тяги разработки Конструкторского бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева**
Ю.И. Агеенко, И.Г. Панин, И.В. Пегин, И.А. Смирнов
- 28 85 лет в ракетной технике (к 85-летию ОАО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко")**
В.Ф. Рахманин, В.К. Чванов
- 30 Проблематичное начало и драматический конец разработки ракеты-носителя Н1**
В.Ф. Рахманин
- 36 По торной дороге ракетостроения мы шли в ногу**
В.Ф. Рахманин, В.К. Чванов
- 41 Турбулентность. Градиентные волны Кельвина-Гельмгольца**
Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков
- 44 Автоматизированная система измерения сопротивления потерь в тяговых сетях горэлектротранспорта**
А.А. Батов, А.Н. Лекторский, Д.С. Лучкин, С.Л. Лучкин
- 48 Автономная гибридная многотопливная миниэнергосистема**
А.А. Атоян, М.В. Миронов, А.В. Червяков
- 50 Информационно-коммуникативные технологии в управлении организацией**
Р.А. Статейнов
- 52 Этическая "шизофрения" научно-технической деятельности в современной России**
М.Ю. Егорова
- 53 Юбилей в Ступино**
- 54 Ледоколы России. Атомный ледокол "Ленин"**
В.С. Шитарёв



НА МЕЖДУНАРОДНОМ ФОРУМЕ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ 2014



ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова":

Дмитрий Александрович Боев, помощник генерального директора
Ирина Михайловна Иванова, начальник сектора

15-18 апреля 2014 года во Всероссийском выставочном центре состоялся Международный форум двигателестроения "МФД-2014". Прошедший Форум проходил в то же время и на том же месте где уже двенадцать раз, с 1990 года проводились выставки "Двигателестроение". Новая серия мероприятий значительно отличается от предшествующей. Главная нагрузка переносится на научно-техническую часть, в то время как ранее основной была



Церемония открытия МФД-2014

именно экспозиция. Это отметил Президент организатора Форума - Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения" В.М. Чуйко: *"Наука является главной опорой в деле восстановления российской авиационной промышленности. В восьмидесятые годы в СССР параллельно разрабатывали пять типов самолетов. К сожалению, в период кризиса девяностых годов российские самолеты не выпускались, и небо заполнили самолеты иностранного производства. Для того чтобы Россия вновь заняла позиции лидирующей авиационной державы, важно значительно расширить фронт работ по созданию новых отечественной авиатехники, и в этой работе наша главная опора - это наука. Необходимо разрабатывать новые передовые методики расчетов газодинамики, прочности, систем управления, создавать новые материалы, на базе которых будут осуществлены необходимые параметры, обеспечивать прогрессивное послепродажное обслуживание, и тогда*

мы опять выйдем на мировой рынок и будем там заметной величиной. В этой связи научно-технический конгресс имеет очень большое значение, а экспозиционная часть представляет многое из того, о чем будет сказано в докладах, представленных на Форуме".

Именно для решения данной задачи в рамках Форума был организован представительный Международный конгресс по двигателестроению ("МНТКД-2014"), объединивший 22 тематических симпозиума, охватывающих все обозримые проблемы создания новой авиатехники - как научные, так и производственные, эксплуатационные, экономические, маркетинговые, кадровые и исторические.

В Форуме приняли участие ведущие предприятия авиационной промышленности России, Украины, Белоруссии, фирмы из Америки, Канады, Чехии, Израиля. В торжественной церемонии, посвященной открытию МФД-2014, приняли участие представители Минпромторга России, Торгово-промышленной палаты, Военно-промышленной комиссии при Правительстве РФ и руководители лидирующих предприятий авиационной отрасли.

По окончании церемонии открытия, гости осмотрели экспозиции салона. Самые содержательные экспозиции представили ФГУП "ЦИАМ", ФГУП "ВИАМ", ОАО "ОДК", ГП "Ивченко-Прогресс", ОАО "Аэросила", компаний производящих материалы для создания авиадвигателей, приборное и агрегатное оснащение, средства измерения и контроля. На стендах были представлены новейшие научные разработки предприятий. Огромный интерес присутствующих вызвал выставленный на стенде Объединенной



Открытие МФД-2014



Генеральный директор ЦИАМ В.И. Бабкин и зам. генерального директора А.С. Новиков представляют гостям экспозицию ЦИАМ

Фото: Д.А. Боева, В.В. Болдровой, А.В. Червякова



Главный конструктор "Авиадвигателя" А.А. Иноземцев с организаторами и почётными гостями выставки на стенде ОДК

двигателестроительной корпорации опытный образец перспективного двигателя ПД-14, предназначенного для среднемагистрального самолета МС-21.

Пленарное заседание научного конгресса по двигателестроению состоялось после открытия Форума в главном конференц-зале. В ходе его были заслушаны доклады, посвященные актуальным темам современного двигателестроения. Заместитель Директора Департамента авиационной промышленности Минпромторга России А.И. Ляшенко осветил вопросы развития авиационной промышленности на 2013-2025 годы. Об основных направлениях развития авиадвигателестроительной отрасли рассказал генеральный директор ОАО "ОДК" В.Е. Масалов. В докладе Генерального конструктора ГП "Ивченко - Прогресс" И.Ф. Кравченко, посвященном 100-летию Генерального конструктора В.А. Лота-



Зал пленарного заседания МНТКД-2014

рева, говорилось о творческом пути выдающегося конструктора и об основных направлениях развития двигателей ГП "Ивченко - Прогресс". О современных технологиях производства в авиадвигателестроении доложил директор НИИД, филиала ФГУП "НПЦГ "Салют" В.А. Гейкин. С докладом об этапах совершенствования управления отечественной авиационной промышленностью выступил генеральный директор ОАО "Авиапром" В.Д. Кузнецов, а о достижениях Ступи-



Генеральный директор ЦИАМ В.И. Бабкин на трибуне пленарного заседания



Главный конструктор ЦИАМ ОАО "Авиадвигатель" А.А. Иноземцев на трибуне пленарного заседания



Генеральный директор ВИАМ Е.Н. Каблов на трибуне пленарного заседания

нского металлургического комбината рассказал его Президент В.М. Чертовиков.

В докладе Генерального директора ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова" В.И. Бабкина поднимались вопросы научно-технического обеспечения создания отечественных двигателей. В докладе Генерального директора ФГУП "ВИАМ" Е.Н. Каблова говорилось о применении новых материалов как основы создания высокоэффективного двигателестроения. В докладе генерального конструктора ОАО "Авиадвигатель" А.А. Иноземцева была подробно освещена тема создания семейства двигателей на базе ПД-14 для перспективных самолетов гражданской авиации.

Во второй и третий дни форума, 16 и 17 апреля, прошли пленарные заседания симпозиумов НТКД-2014. Они проводились на 20 семинарах - в пяти залах самого Форума, в ВИАМ, на заводе



Генеральный директор ГНЦ ВИАМ Е.Н. Каблов на стенде ВИАМ с организаторами и почётными гостями выставки

"Салют", в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Последнее также было новым для этой выставки. Так же новым был и отдельный конкурс студенческих и соискательских работ по проблемам, затрагиваемым на Форуме. Свои доклады представили специалисты более чем из ста ведущих научно-исследовательских и учебных институтов, предприятий металлургической, авиационной, ракетно-космической, металлургической и других отраслей промышленности, а также специалисты смежных с двигателестроением предприятий.

Руководителями большинства симпозиумов НТКД-2014 по научным аспектам затрагиваемых тематик, были специалисты ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова". Учеными ЦИАМ было представлено более 40 докладов практически по всем темам НТКД. ФГУП "ЦИАМ им. П. И. Баранова" в очередной раз подтвердил свой статус головного научно-исследовательского института в области авиационного двигателестроения. Руководителями семинаров были крупнейшие в своих областях специалисты, руководители тематических подразделений института.

Симпозиумы НТКД-2014 отмечались большим количеством участвующих и содержательностью докладов. Так, на симпозиуме, руководимом заместителем генерального директора ЦИАМ,





Зал МФД-2014



В.В. Голованов на стенде ЦИАМ



Генеральный директор ОАО "ОДК" В.Е. Масалов и пресс-секретарь ОДК А.Д. Денисова

бурга, Уфы, Самары, Казани, Перми.

В симпозиуме по истории авиационному двигателестроению, руководимом профессором Самарского авиакосмического университета В.А. Зреловым приняли участие студенты-бауман-



В.И. Бабкин и А.С. Новиков на Пленарном заседании



ЖРД на стенде ОДК



Жюри молодёжного комплекса



В.А. Зрелов на симпозиуме по истории авиационного двигателестроения



На симпозиуме по винтам



М.Я. Иванов на симпозиуме по турбинам

начальника отделения "Динамика и прочность" (отд. 200) ФГУП "ЦИАМ" Ю.А. Ножицкого было представлено свыше 50 докладов, с которыми выступили ученые более чем из 25 ведущих предприятий и высших учебных заведений, в том числе из ЦИАМ, Авиарегистра МАК, ИМАШ РАН, ОАО "Авиадвигатель", АО "Мотор Сич", ГП "Ивченко-Прогресс", ОАО УМПО "Кузнецов", различных фирм из США, Германии, Израиля, Чехии, Украины, России, ВУЗов Москвы, Санкт-Петербур-



В.М. Чуйко и Н.И. Троицкий со студентами МГУ на экспозиции

а Конкурс студенческих работ собрал в конкурсную комиссию руководителей большинства авиационных ВУЗов России.

По всем признакам выставка в новом формате удалась. Пожелаем организаторам и участникам Форума и Конференции удачного продолжения начатого!



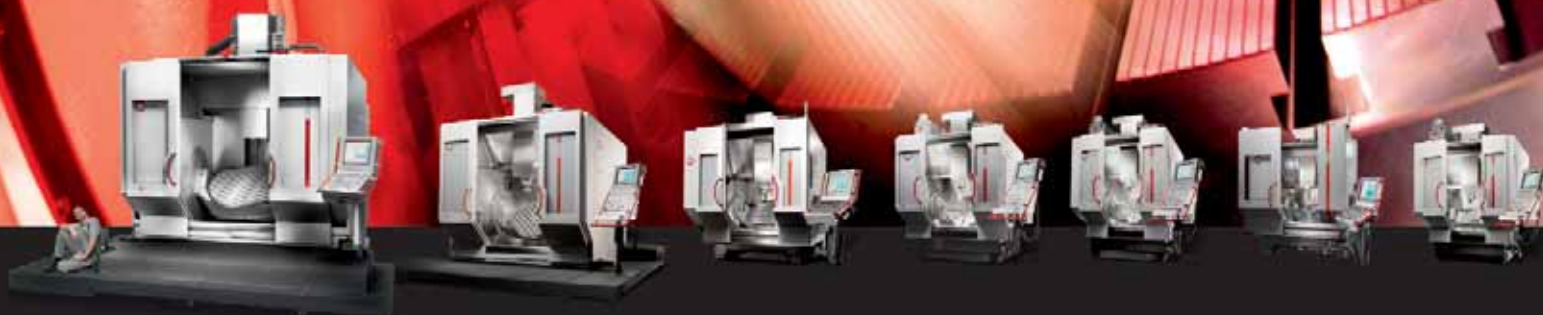
ПС-90А2 на стенде ОДК



ПД-14 на стенде ОДК

Полный вперед!

с 2,5 тоннами в 5 осях



Фирма Hermle - ведущий изготовитель 5-осевых обрабатывающих центров - расширяет свою производственную программу: наши высочайшая точность, надежный сервис и компетентность в области автоматизации теперь позволяют обрабатывать заготовки весом до 2500 кг.

www.hermle-vostok.ru

Представительство «Хермле ВВЭ АГ» в Москве · ул. Полковая д.1, стр. 6 · 127018 Москва, Россия · Тел: +7 495 221 03 68 · info@hermle-vostok.ru



VQ – АНТИВИБРАЦИОННАЯ КОНЦЕВАЯ ФРЕЗА ДЛЯ ОБРАБОТКИ ТРУДНООБРАБАТЫВАЕМЫХ МАТЕРИАЛОВ

Диапазон премиальных концевых фрез серии VQ от Mitsubishi Materials был недавно расширен за счёт включения 3-х новых видов. Последние дополнения включают в себя тип для черновой обработки, полудлинные и фрезы малых диаметров 4-х зубые с длинной шейкой, общее число в серии до девяти. Концевые фрезы предназначены, в первую очередь, для высокопроизводительной обработки труднообрабатываемых материалов, инконеля и нержавеющей стали, а также подходят для контурной обработки и обработки пазов в углеродистой, легированной, закаленной сталях и медных сплавов.

Покрытие

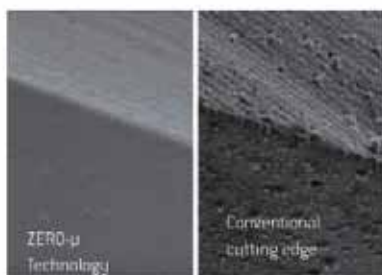
Монолитные твердосплавные концевые фрезы VQ используют новое поколение покрытий группы N (Al, Cr) на основе технологии MIRACLE SIGMA, которое обеспечивает гораздо более высокую износостойкость. Поверхность покрытия подвергается специальной обработке, которая позволила уменьшить шероховатость поверхности фрезы, добиться лучшего качества обрабатываемых поверхностей, уменьшить сопротивление резанию и улучшить удаление стружки. Чрезвычайная теплостойкость, стойкость к окислению и низкий коэффициент трения нового покрытия обеспечивает новому поколению концевых фрез максимум производительности и предотвращает износ инструмента даже при самых жестких режимах резания при обработке труднообрабатываемых материалов, нержавеющей и обычной сталей.

Антивибрационная геометрия

Использование неравномерного шага зубьев с переменным углом спирали значительно снижает возникновение вибрации что приводит к увеличению надежности и производительности. Кроме того, помимо переменного угла спирали во всем диапазоне фрез применен широкий карман для улучшенного отвода стружки. Эта характеристика особенно полезна при обработке пазов на полную ширину фрезы.

Поверхность ZERO-μ

С уникальной поверхностью ZERO-μ режущая кромка сохраняет свою остроту. В то время как прежние технологии часто приводят к уменьшению остроты поверхности, поверхность ZERO-μ обеспечивает гладкость и остроту, а также увеличивает срок службы инструмента.



ZERO-μ

ОСТРОТА РЕЖУЩЕЙ КРОМКИ

Чрезвычайно гладкая и плотная поверхность.

Острые режущие кромки с низким коэффициентом трения.



Улучшенная форма торцевой канавки

В дополнение к рабочей стандартной угловой стружечной канавке, дно стружечной канавки скруглено чтобы избежать концентраторов напряжения. Это существенное улучшение, учитывая нагрузки при обработке на полную ширину пазов. Геометрия стружечной канавки была оптимизирована для улучшения отвода стружки, что является необходимым элементом для успешной обработки пазов на полную ширину.

3 новых типа

- Ø 2 — Ø 20 Концевая фреза, полудлинная
- Ø 0.2 — Ø 1 Небольшой диаметр концевой фрезы, 4-х зубая, длинная шейка
- Ø 3 — Ø 20 Черновая концевая фреза, 4-х зубая

Представляем нашу экспозицию
на 15-ой международной выставке
«Металлообработка 2014»
Павильон 7, зал 5, стенд 75C40



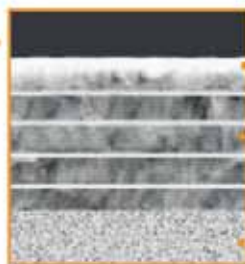
MP6100 MP7100 MP9100

ФРЕЗЫ С НОВЫМ PVD ПОКРЫТИЕМ

Высокая производительность и надежность — на базе Miracle Sigma
Выпускается в нескольких геометриях для фрезерования плоскостей, уступов и контурного фрезерования.



ТЕХНОЛОГИЯ TOUGH-Σ



- Превосходное сопротивление налипанию благодаря низкому коэффициенту трения
- Многослойное PVD покрытие для предотвращения тепловых трещин
- Специальный твердосплавный субстрат для высокой прочности

NEW

MP6120 и MP6130 — для стали
MP7130 и MP7140 — для нержавеющей стали
MP9120 и MP9130 — для жаропрочных сплавов

С технологией MIRACLE SIGMA — каждый сплав оптимизирован
для бескомпромиссной производительности

MMC Hardmetal OOO LTD.

Group Company of Mitsubishi Materials Corporation

Тел.: +7(495) 725-5885

E-mail: info@mmc-carbide.ru, www.mitsubishicarbide.com

MITSUBISHI
MITSUBISHI MATERIALS



ИКАО: НОВЫЙ СТАНДАРТ НА ШУМ САМОЛЕТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Юрий Данилович Халецкий, начальник сектора ГНЦ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"



По прогнозу ИКАО ожидается, что в период между 2010 и 2040 годами средние годовые темпы роста парка воздушных судов составят 3,6 %. Другими словами, к 2030 году парк воздушных судов увеличится более чем в 2 раза и практически в 3 раза - к 2040 году. Максимальный рост количества воздушных судов (ВС) ожидается в следующих категориях самолетов: 211-300, 176-210 и 151-175 пассажиров. Главной задачей работы комитета ИКАО по защите окружающей среды от воздействия авиации (КАЕП) является обеспечение комфортной обстановки населению, подвергающемуся воздействию авиационного шума и вредных веществ. Путем ограничения допустимого уровня шума самолетов и эмиссии вредных веществ КАЕП инициирует производителей авиационной техники внедрять новейшие технологии снижения шума в их конструкцию.

Изменение стандарта на шум реактивных самолетов

Очередная 38-я Ассамблея ИКАО, состоявшаяся в октябре 2013 года, утвердила рекомендации КАЕП о введении новых более жестких требований к новым самолетам, проходящим сертификацию. На этот раз новые нормы будут вводиться в два этапа - до 31 декабря 2017 года - для самолетов взлетной массой более 55 т, и до 31 декабря 2020 года для самолетов взлетной массой до 55 т. Основная причина, почему новые нормы вводятся в два этапа, состоит в том, что выполнение требований разработчиком нового стандарта более легкими самолетами является более сложной задачей.

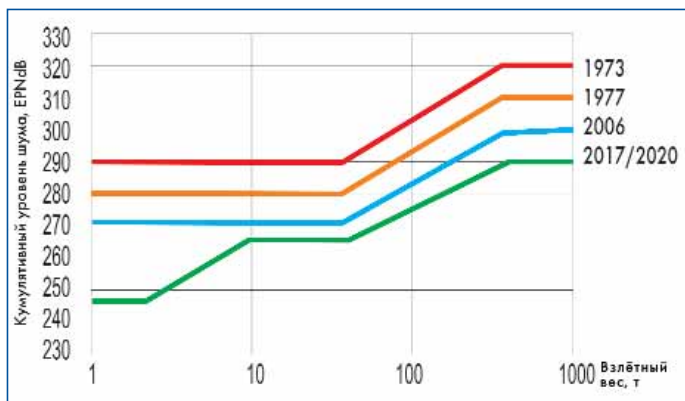


Рис. 1. Предельно допустимые уровни шума сертифицируемых самолетов

Сертификационные нормы на шум самолетов изложены в томе I "Авиационный шум" Приложения 16 к Конвенции по гражданской авиации. Для каждой категории (класса) самолетов нормы по шуму содержатся в отдельной главе Приложения 1. Но для основной категории "Реактивные и винтовые самолеты" при введении новых ограничений появляется новая глава. Так, в соответствии с нормами Главы 2 можно было сертифицировать самолёты по шуму в период 1971-1977 г.г. (рис. 1). В 1977 г были введены нормы Главы 3 на 10 EPNdB более "жесткие", нежели по Главе 2. В соответствии с этим стандартов самолеты проходили сертификацию до 2006 г, когда была введена Глава 4. Нормы Главы 4 ещё на 10 EPNdB были более "жесткими", но появились и некоторые нововведения. Ранее нормировались уровни шума самолета в каждой из трех сертификационных точек: на разбеге сбоку от ВВП (взлетный режим двигателей), на наборе высоты и на посадке. Начиная с Главы 4, нормируется уровень шума самолета по сумме трех сертификационных точек, так называемый кумулятивный уровень, но при условии выполнения в каждой из этих трех точек как минимум нормативных ограничений Главы 3.

Рекомендации о введении новых требований к новым самолетам ГА были приняты на Девятом совещании КАЕП в начале 2013 г. Этому событию предшествовала работа нескольких групп экспертных групп в течение последнего трехлетнего цикла.

Группа независимых экспертов по шуму составила среднес-

рочные (к 2020) и долгосрочные (к 2030) прогнозы в области авиационного шума, а также проанализировала уровень готовности разработок принципиально новых воздушных судов и концепций двигателей (винтовентиляторных двигателей, редукторных турбовентиляторных двигателей, ВС интегральной аэродинамической компоновки сплавным сопряжением крыла и фюзеляжа и т. д.). Группы моделирования и экономического анализа на основе математических моделей составили прогноз экологических и экономических последствий введения ужесточения норм на шум самолетов по пяти сценариям: -3, -5, -7, -9, -11 EPNdB относительно требований ныне



Рис. 2. Проект Double Bubble D8

действующей главы 4 тома 1 "Авиационный шум" Приложения 16.

В подготовленном группой экспертов по авиационному шуму докладе делается вывод, что до 2030 г самолеты обычной схемы с фюзеляжем и крылом будут превалять над авангардными конструкциями, разрабатываемыми для решения задачи снижения шума самолетов. Воздушные суда принципиально новых конструкций, обеспечивающих дальнейшее снижение шума по сравнению с концепциями 2010 г, в лучшем случае могут появиться лишь к 2030 году. Хорошим примером такой конструкции самолета является концепция с фюзеляжем с двойным каплевидным сечением ("Double Bubble D8"). К 2030 году могут быть созданы двигатели на основе принципиально новых концепций, таких как ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности, биротативные винтовентиляторные двигатели (CROR) и редукторные турбовентиляторные двигатели (GTF).

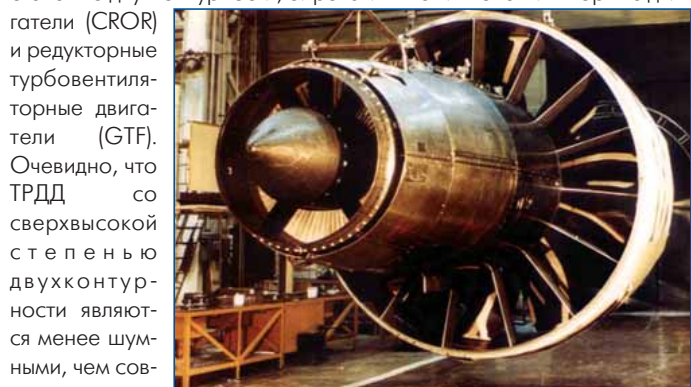


Рис. 3. ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности НК-93

Очевидно, что ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности являются менее шумными, чем современные двигатели, однако



Рис. 4. Редукторный ТРДД Pratt & Whitney (geared turbofan) GTF

нием сопротивления мотогондолы при степени двухконтурности более 15.

На ближне- и среднемагистральных самолётах (БСМС) могут устанавливаться биротативные винтовентиляторные двигатели (БВВ) толкающей схемы, установленными в хвостовой

интеграции планер/СУ в диапазоне степеней двухконтурности от 11 до 18 для БСМС и ДМС с двумя двигателями.

Также был исследован потенциал снижения шума самолётов с большими турбовинтовыми двигателями, которые потребляют меньше топлива по сравнению с ТРДД, из-за чего и появляется надежда использовать их на больших самолётах. Международный союз производителей авиационной техники (ICCAIA) представил результаты исследования, посвящённого анализу уровней шума самолетов с турбовинтовыми двигателями. Базовым самолётом для этого исследования был выбран Bombardier Q400 (EIS 2001, 72-79 пассажиров, взлётный вес - 30 т, двигатель - PW150A, винт с 6 лопатками компании Dowty). Технологии снижения шума включали усовершенствованную конструкцию воздухозаборника и компрессора и повышенное число лопастей винта до 8, что приводит к уменьшению окружной скорости на периферии.

Самолёт с двигателями типа БВВ ("открытым ротором") может

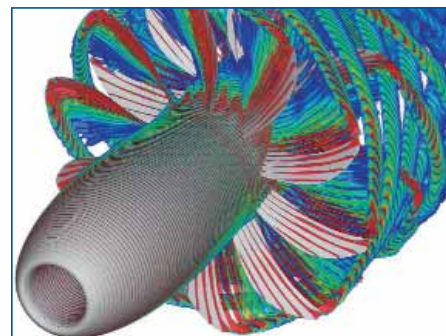


Рис. 6. Проект биротативного винтовентиляторного двигателя (Contra-Rotating Open Rotor) - CROR

части фюзеляжа. Однако кумулятивный уровень создаваемого ими шума не менее, чем на 15 ЕPNдБ превышает уровень ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности.

Группа экспертов (IEP2) провела собственное аналитическое исследование ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности (УНВ) традиционной схемы интеграции планер/СУ для следующих категорий самолётов: БСМС и ДМС с двумя двигателями. Исследование было проведено путём сравнения существующих сертификационных баз данных по шуму в каждой контрольной точке с использованием соответствующей выборки контрольных физических параметров. На основе полученных корреляций были получены запасы по шуму ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности (УНВ) традиционной схемы



Рис. 5. Ил-96-550 - исследуемый двухпалубный вариант с ТРДД сверхвысокой степенью двухконтурности



Рис. 7. Перспективная модификация Bombardier Q400 (NextGen)

Таблица 1. Прогнозная оценка достижимой величины запаса кумулятивных уровней шума самолетов относительно стандарта Главы 4 ИКАО.

Категория воздушного судна	Прогноз на 2020			Прогноз на 2030	
	m двигат.	Запас по шуму (TRL6)	Запас по шуму (TRL8)	m двигат.	Запас по шуму (TRL6)
		ЕPNдБ	ЕPNдБ		ЕPNдБ
Региональные реактивные (RJ)					
40 т (номинальный)	7±1	14	14	9±1	21,5±4
50 т (максимальный)	7±1	9,5	8,5±4	9±1	21,5±4
Турбовинтовые самолеты					
45 т (номинальный)		12,5	12±4		
53 т (максимальный)		10	9,5±4		
БСМС с ТРДД:					
78 т (номинальный)	9±1	22,5	21±4	13±1	30±4
98 т (максимальный)	9±1	19	17,5±4	13±1	26,5±4
БСМС с БВВ: 78 т (номинальный)					13,5+2/-6
91 т (максимальный)					10,5+2/-6
Дальнемагистральные воздушные суда с 2 двигателями (LR2)					
230 т (номинальный)	10±1	22	20,5±4	13±1	28±4
290 т (максимальный)	10±1	18,5	17±4	13±1	24,5±4
Дальнемагистральные воздушные суда с 4 двигателями (LR4)					
440 т (номинальный)	9±1	22,5	21±4		
550 т (максимальный)	9±1	16	14,5±4		

продемонстрировать значительно более высокую топливную экономичность, чем ТРДД. Рассматривалась только концепция БВВ в приложении к самолёту категории БСМС2. Для оценки аэродинамических и акустических характеристик использовались данные испытаний масштабированной модели в аэродинамической трубе НАСА. Результаты были использованы в системном анализе для сравнения двигателей с БВВ и со сверхвысокой степенью двухконтурности (УНВ) в приложении к самолёту категории БСМС2.

В таблице 1 представлены среднесрочные (2020) и долгосрочные (2030) прогнозы группы независимых экспертов по запасам уровней шума самолетов относительно Главы 4, включая фактор неопределённости. Для самолетов с турбовинтовыми двигателями ICSSAIA предоставил информацию в ожидаемом диапазоне взлётно-го веса от 35 до 53 тонн для больших турбовинтовых двигателей и от 58.5 до 91 тонн для БВВ. Необходимо отметить, что БВВ рассматривался только в долгосрочной перспективе, а большие турбовинтовые двигатели - только в среднесрочной перспективе.

Приведенные в таблице 1 величины достижимого запаса уров-

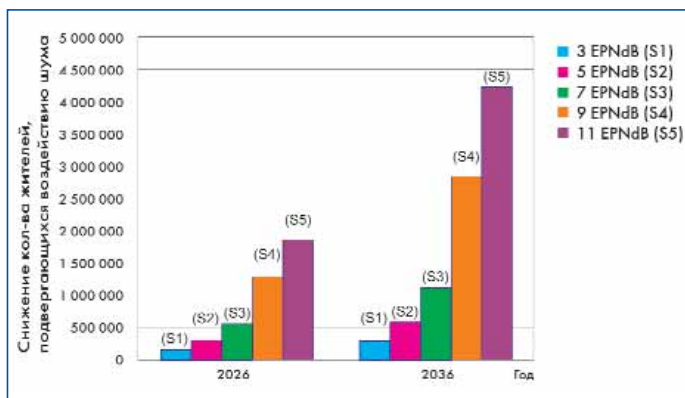


Рис. 8. Сокращение численности населения, подвергаемого воздействию шума со среднесуточным уровнем DNL = 55 дБ

ней шума самолетов относительно стандарта Главы 4 показывают следующее.

- Прогноз на 2020 год показывает, что запас подавляющего числа "тяжелых" реактивных самолетов составляет 17-21 EPNdB, что значительно выше, чем у "легких" самолетов - 8.5-13 EPNdB. Это факт являлся основным аргументом российской делегации, предложившей ужесточить нормы для "тяжелых" и "легких" самолетов раздельно. К сожалению, это предложение принято не было. Однако косвенно этот факт был учтен в рекомендации КАЕП путем оттяжки даты введения новых норм для "легких" самолетов на 3 года.

- Самолеты с БВВ более чем на 15 EPNdB будут иметь больший шум, чем самолеты с традиционными ТРДД.

- Турбовинтовые самолеты взлетным весом 40-50 т имеют примерно те же запасы, что и реактивные самолеты того же взлетного веса.

- Прогнозные уровни шума самолетов мирового парка 2030 года на 7-9 EPNdB ниже самолетов 2020 года.

На основе математических моделей, разработанных группами моделирования (MDG), и экономических прогнозов (FESG), было исследовано влияние пяти сценариев ужесточения стандарта на шум самолетов на различные экологические и экономические показатели. В частности, расчетные оценки показали, что при ужесточении стандарта на шум самолетов на 3 EPNdB на 281 тыс.чел. снизится количество жителей, подвергающихся воздействию шума, превышающего DNL= 55 дБ, а при ужесточении на 11 EPNdB - на 4,2 млн.чел. (рис. 8). При этом площадь шумового следа с уровнем 55 дБ сжимается с 0,5% до 11% (рис. 9). (DNL взвешенный среднесуточный уровень шума).

Моделирование последствий от реализации каждого сценария ужесточения стандарта для периодических и непериодических расходов в сравнении с базовым вариантом показало следующее. Для сценариев ужесточения стандарта -3 и -5 EPNdB общая сумма прямых расходов снижается, что, возможно, позволит получить экономическую выгоду. Для сценариев ужесточения стандарта -7, -9 и -11

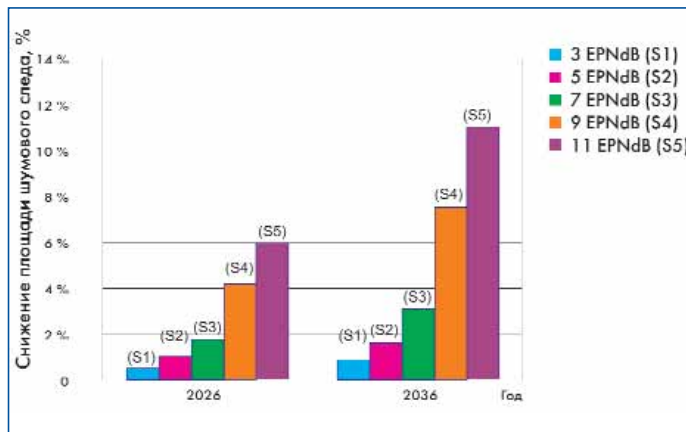


Рис. 9. Снижение площади шумового следа со среднесуточным уровнем DNL = 55 дБ (оценка выполнена по 285 наиболее загруженным аэропортам мира)

EPNdB этот показатель растет. В денежном выражении этот показатель находится в диапазоне от минус 8,68 млрд долл. для -5 EPNdB до 100,2 млрд долл. для -11 EPNdB (рис. 10). Оценки потребления топлива свидетельствуют о наличии аналогичной тенденции в отношении прямых расходов.

Единовременные расходы моделировались таким образом, чтобы учесть дополнительные экономические факторы, которые могут повлиять на изготовителей, владельцев и эксплуатантов воздушных судов в результате реализации сценариев ужесточения требований по шуму. Величины единовременных расходов производителей находятся в диапазоне от 1,69 млрд долл. для варианта -3 EPNdB до 18,82 млрд долл. для варианта -11 EPNdB. Значения единовременных расходов эксплуатантов и владельцев воздушных судов составляют от 0,95 млрд долл. для варианта -3 EPNdB до 9,09 млрд долл. для варианта -11 EPNdB. Величины непериодических затрат могут находиться в некоторых пределах, однако оптимистичная оценка совокупных затрат свидетельствует о том, что вариант -5 EPNdB является экономически эффективным. С точки зрения показателей экономической эффективности сценарий ужесточения стандарта -5 EPNdB постоянно занимал первое место среди рассматриваемых вариантов, а за ним следовал

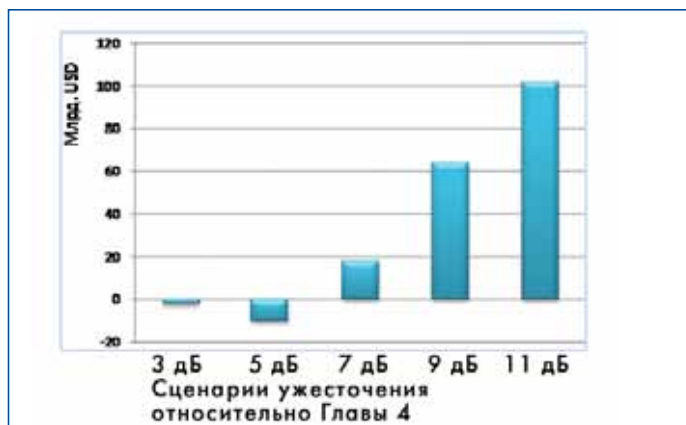


Рис. 10. Изменение прямых эксплуатационных расходов, связанных с введением ужесточения стандарта на шум самолетов

вариант -3 EPNdB.

Исходя из технических соображений (см. таблицу 1) и экономических расчетов (рис. 8-10), можно было ожидать, что наиболее рациональным решением является сценарий ужесточения норм главы 4 на 5 EPNdB. До самого последнего момента перед началом совещания КАЕП многие представители стран, производящих авиационную технику, склонялись именно к этому решению. Однако во время совещания появилось консолидированное мнение западных стран ужесточить нормы Главы 4 на 7 EPNdB. Оно и было принято совещанием КАЕП как рекомендация Совету ИКАО для принятия на Ассамблее. На наш взгляд это решение было



Таблица 2. Сертифицированные самолеты взлетной массой 2000-8618 кг

Производитель	Тип самолета	Версия	Макс. взл. вес	Запас на наборе высоты	Запас на взлете	Запас на посадке	Общий запас отн. Главы 4
			кг	EPNdB	EPNdB	EPNdB	EPNdB
CESSNA	510	Mustang	3921	10,6	6,1	9,3	16,0
CESSNA	525	CJ1+	4853	12,2	6,7	7,6	16,4
CESSNA	525A	CJ2+	5670	11,1	6,4	6,9	14,3
CESSNA	525B	CJ3	6291	13,2	4,1	10,3	17,7
CESSNA	525C	CJ4	7688	11,6	0,8	8,1	10,5
EMBRAER	EMB-500		4750	15,2	10,4	9,9	25,5
EMBRAER	EMB-505		8150	18,8	5,0	9,3	23,1
RAYTHEON	BEECHJET 400		7158	-0,7	-0,4	6,0	-5,1
RAYTHEON	390 PREMIER		5670	10,0	4,6	4,6	9,1
Eclipse Aerospace			2613	14,3	10,5	12,2	27,0
Eclipse Aerospace			2722	13,1	10,8	12,2	26,2
Emivest Aerospace Corp	SJ30	-2	6327	8,7	6,8	5,2	10,6

продиктовано их коммерческим интересом, направленным против интересов российских производителей.

Изменение стандарта на шум "легких" самолетов.

С момента своего создания стандарт, определяющий предельные уровни шума дозвуковых реактивных самолетов, включает интервалы, в которых допустимые уровни шума не зависят от максимального взлетного веса самолета. За последние 30 с лишним лет эти интервалы оставались неизменными. Точно неизвестно, как были выбраны предельные веса, но подразумевается, что они были выбраны на основе имеющейся информации о весах самолетах, существующих в тот период, т.е. конец 1960 - начало 1970-х.

В 2001 году была согласована Глава 4, в ней сохранились пределы Главы 3, но появилось требование, чтобы суммарный уровень шума по трем сертификационным точкам был не менее чем на 10 дБ ниже Главы 3. С тех пор для CAEP стало обычным делом ограничивать общий суммарный запас шума по отношению к Главе 4. Поэтому изменения для легких самолетов относятся к изменениям предельных уровней шума, представленных в Главе 3, но которые, по определению, повлияют на кумулятивные уровни текущего и будущего стандартов по Главе 4 и 14.

В последние пятнадцать-двадцать лет наблюдается постоянный рост количества реактивных самолетов с взлетным весом менее 30 тыс. кг и до 2721 кг. Небольшие реактивные самолеты в основном взлетают из аэропортов, которые, как правило, в прошлом обслуживали только винтовые самолеты. ИКАО имеет основную задачу удостовериться, что "последние доступные технологии снижения уровня шума внедрены в конструкцию самолета" и, следовательно, рассмотреть соответствующие правила, чтобы уменьшить воздействие шума на местности. Анализ показал, что, несмотря на ужесточение норм за последние 30 лет, легкие самолеты по-прежнему имеют достаточные запасы даже относительно стандартов Главы 4. Так, было отмечено, что несколько очень легких реактивных самолетов имеют кумулятивный запас относительно Главы от 4 до 40 EPNdB. Наконец, было предложено, чтобы изменению подверглись предельные уровни шума для самолетов легче 8618 кг. Полный список сертифицированных вариантов самолетов представлен в Таблице 2. В отношении угла наклона линии путем регрессионного анализа самолетов, находящихся в производстве, в базе данных G&R было показано, что линия тренда по всем весам параллельна существующему наклонному пределу, как показано на Рисунке 1. Другое соображение, то, что нет убедительных аргументов в пользу угла наклона, отличного от су-

ществующего в Главе 3. Таким образом, WG1 пришла к выводу, что наклонные ограничения для каждой точки сертификации должны быть такими же, как в Главе 3, начиная с 8618 кг. Следуя общему принципу, было предложено ввести вторую плоскую часть линии ограничения на 2000 кг.

Последствия введения стандарта по Главе 14.

Как известно, новому стандарту по шуму должны удовлетворять самолеты, проходящие сертификацию, т.е. новые и модифицированные версии. Можно предположить, что новому стандарту должны будут удовлетворять самолеты Як-242 (МС21), а также новые модификации сертифицированные по Главе 4 самолеты Ту-204, RRJ -95 и др., получающие новый сертификат после 2018 г. Казалось бы, что сертифицированные по Главе 4 самолеты новые требования не коснутся, тем более, что КАЕП приняла рекомендацию странам и аэропортам не ограничивать эксплуатацию таких самолетов. Однако все зарубежные производители из коммерческих соображений стремятся, чтобы их продукция отвечала самым последним требованиям экологических стандартов, невзирая на формальные разрешения.

Итак, 38-я Ассамблея ИКАО утвердила рекомендацию КАЕП - включить Главу 14 в Приложение 16, том 1 "Авиационный шум". Стандарт совокупных уровней шума самолетов по Главе 14 ниже уровней Главы 4 на 7 EPNdB. Дополнительное требование - в каждой сертификационной точке уровень шума самолета должен быть ниже предельных уровней Главы 3 не менее, чем на 1.0 EPNdB. Для дозвуковых самолетов взлетной массой ниже 8618 кг изменены предельно допустимые уровни шума. Стандарт по Главе 14 вводится после 31 декабря 2017 (для самолетов взлетной массы менее 55 т - после 31 декабря 2020).



Штаб-квартира Международной организации гражданской авиации ИКАО в Монреале

СКОЛЬКО СТОИТ АМЕРИКАНСКИЙ ВОЕННЫЙ АВИАДВИГАТЕЛЬ



Владимир Петрович Кокорев, начальник сектора ОНТИ ГНЦ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова", к.в.н.

В настоящее время доступность систем оружия стала очень важной для министерства обороны и Конгресса США. Аналитики авиационной промышленности и официальные лица американского правительства признают, что правительственные оценки стоимости основаны на устаревших методах, которые не учитывают последних технологических инноваций. Представляем результат американских исследований по оценке стоимости современных военных ГТД. Данная статья должна быть интересна всем, кто связан с разработкой и выпуском авиационных двигателей.

In recent years, the affordability of weapon systems has become increasingly important to policymakers in the Department of Defense and U.S. Congress. American aerospace industry analysts and some government officials have asserted that government cost estimates are based on outdated methods that do not account for the latest technological innovations. Below are presented the results of an American research study to update the methods for estimating military jet engine costs and development time. This article report should be of interest to the cost-analysis community, the military aircraft acquisition community, and acquisition policy professionals in general. **Ключевые слова:** ГТД, военные, цена, разработка, анализ, концепции.

Keywords: GTE, weapon systems, defense, cost, developing, research, community

В настоящее время доступность систем оружия стала очень важной для министерства обороны и Конгресса США. Аналитики авиационной промышленности и официальные лица американского правительства признают, что правительственные оценки стоимости основаны на устаревших методах, которые не учитывают последних технологических инноваций. Научно-исследовательская корпорация RAND в рамках НИР Project AIR FORCE "The Cost of Future Military Aircraft: Historical Cost Estimating Relationships and Cost Reduction Initiatives" представила методологию оценки стоимости военных авиадвигателей, процесса их приобретения и параметрические методы оценки стоимости.

В основе американского исследования базы данных авиадвигателей BBC, BMC и промышленных экспертов фирм General Electric, Pratt and Whitney and Rolls-Royce (Северная Америка). При этом BBC США обеспечиваются независимым анализом политических альтернатив, влияющих на разработку, развёртывание боевую готовность и поддержку современных и будущих авиакосмических сил в рамках четырёх программ: развитие авиакосмических сил; рабочая сила, личный состав и обучение; управление ресурсами и стратегия и доктрина. Ниже приводится фрагмент БД стоимости и времени разработки американских авиадвигателей, использованный для анализа.

серийные двигатели, так и их производные (дериваты).

Статистический анализ основан на большинстве возможных характеристик, программных и технологических параметрах, которые влияют на стоимость разработки и производства и график разработки двигателей. Используются методы наименьшей квадратичной регрессии для вывода параметрических отношений и прогнозирования стоимости разработки, времени разработки и стоимости производства будущих военных ТРДД.

Совокупность методов оценки стоимости в применении к военным ТРДД американцы разделяют на три принципиальные категории: восходящий анализ (bottom-up approach), аналогия и параметрический анализ.

Метод восходящего анализа (bottom-up approach) основан на подробном техническом анализе и расчёте для получения оценки. Для применения этого метода для оценки стоимости производства авиадвигателя требуется подробная информация о конструкции и конфигурации различных двигательных компонентов и учётная информация о всех материалах, оборудовании и трудозатратах. Проект концептуального двигателя строится с нуля (отсюда название "bottom-up"). Такой подход даёт довольно оправданный прогноз. Одно из его преимуществ в том, что он позволяет рассмотреть и хорошо понять многие вопросы. Например, можно выделить влияние выбора нового мате-

Development Cost and Time Relationship: Performance and Schedule Input Values

Engine	Thrust (at Intermediate Rating Point) (kg/secnd)	Specific Fuel Consumption	Overall Pressure Ratio	Rotor Inlet Temperature (F°)	Thrust-to-Weight Ratio	Air Flow (lbs/ secnd)	Dry Weight (lbs)	After-burner (Yes=1/ No=0)	Full-Scale Test Hours	Low Rate Production Release	Contact Award
TF30-P-3	10750	0.63	17.1	2,174	4.77	253	3,880	1	15,908	Jul 1965	Sept : 1959
TF30-P-8	12200	0.68	18.3	2,035	4.83	256	2,526	0	13,217	Mar 1967	Nov : 1965
TF30-P-12/12A	12290	0.69	17.5	2,100	5.03	247	4,027	1	7,808	Apr 1968	Nov : 1965
TF30-P-7	12350	0.69	17.5	2,070	4.94	242	4,121	1	7,967	Mar 1968	Apr 1968
TF30-P-408	13400	0.64	18.3	2,090	5.15	256	2,602	0	9,717	May 1970	Mar : 1969

Правильные оценки стоимости вносят существенный вклад в эффективную политику приобретения американцами систем оружия. Они тщательно анализируют двигателей стоимостные и технические данные о разработке и производстве реактивных двигателей, приводят параметрические соотношения для оценки стоимости разработки ТРДД, графиков разработки и стоимости серийного образца.

Исходя из исторического опыта, американские специалисты в своих исследованиях сосредоточены исключительно на параметрических отношениях для турбовентиляторных двигателей (поскольку чистые ТРД в современных самолётах больше не используются). Данные конкретного двигательного семейства рассматриваются по моделям (или "dash number" - с индексом тире) как самостоятельное наблюдение. В анализ включены как

риала для конструкции или нового метода изготовления.

Однако метод восходящего анализа имеет и недостатки. Во-первых, процесс анализа очень трудоёмкий. Часто много времени уходит на разработку концепции и соответствующей оценки стоимости. Ряд американских компаний автоматизировали процесс, создав сложный инструментарий баз данных, но такие системы дорого обходятся. Другой недостаток восходящего анализа в том, что аналитик должен быть экспертом в проектировании развёртываемой технологии. Третий недостаток - система должна быть чётко сформулирована, иметь малую степень неопределённости. Так, стоимость компонента должна быть оценена, даже если компонент представляет своего рода первую технологию. Наконец, пользователь восходящего метода должен иметь допуск или поддерживать



обширную и подробную БД о стоимостях разработки, производства, эксплуатации и поддержке для конкретной технологии.

Оценка по аналогии (estimating by analogy)- родственный подход восходящему анализу. Представляет собой выбор системы, которая сходна с системой, подвергаемой стоимостному анализу, и корректируется с учетом расхождений между двумя системами. Такой подход хорошо срабатывает для производных или эволюционных проектов. Его главное преимущество перед восходящим анализом в том, что только изменения или расхождения подлежат оценке - так экономится время. Однако должна существовать достоверная исходная базовая линия для успешного применения этого метода. Для радикальных изменений или новых технологий восходящий анализ очевидно лучший выбор. Как и в этом случае необходимо хорошее знание прикладной технологии для использования оценки по аналогии.

Параметрический анализ (estimating by parametric method) отличается от первых двух, используя параметрический метод для прогнозирования исходов. Параметрические методы основываются на статистической технике, которая пытается объяснить зависимые переменные (например, стоимость, график разработки) как функцию других переменных, таких как собственные характеристики двигателя (размер, технические характеристики, особенности, показатели риска). Последние являются независимыми (или поясняющими) переменными. Отношения между этими переменными обычно определяются с помощью статистической техники, такой как метод регрессии наименьших квадратов (OLS - Ordinary Least Squares).

Продуктами регрессионного анализа являются уравнения так называемых "оценочных отношений" (CER - Cost Estimating Relationships). Метод OLS часто представляют как "двойной логарифм" или "log-log". Формат параметрического отношения:

$$\ln Y = \beta_0 + \sum \beta_i \ln X_i + \epsilon$$

где β_0 и β_i коэффициенты, X_i - параметры (т.е. независимые переменные) и Y - выход или зависимая переменная. Он основан на допущении, что ошибки обычно распределяются в логарифмическом, а не реальном пространстве.

Использование метода наименьших квадратов требует, чтобы ошибки прогноза нормально распределялись с постоянной дисперсией. Отношение log-log подразумевает, что неопределённость в прогнозируемом значении является относительной, а не абсолютной. Другими словами, прогноз будет с плюсом или минусом процентной величины (а не плюс или минус некоторой фиксированной долларовой величины), поэтому ошибка масштабируется с величиной прогноза.

Параметрический анализ имеет сильные преимущества для оценки стоимости и длительности графика разработки. Его главное преимущество в том, что после определения базовых параметрических оценочных отношений метод применяется напрямую. Более того, нет необходимости привлекать технических экспертов, но следует получить значения для всех входных параметров. В отличие от двух предыдущих подходов при детальном концептуальном проекте не обязательно использовать этот метод. Другое, более мягкое преимущество параметрических отношений, полученных с помощью регрессии OLS, это возможность генерировать информацию о неопределённости прогнозируемых значений. Другими словами, можно получить результат $y \pm \epsilon$, где ϵ относится к членам ошибки регрессии. Это неопределённое значение может быть таким же информативным, как и прогнозируемая величина.

Американская методология оценки стоимости авиационных двигателей традиционно основана на статистических данных стоимости различных авиадвигателей; обычно на данных о

Преимущества и недостатки трёх концептуальных методов оценки

Метод	Преимущества	Недостатки
Восходящий анализ	Понятна причинно-следственная связь Очень подробная оценка	Трудно разрабатывать и воплощать Требуется существенные подробные данные Требуется экспертных знаний
Оценка по аналогии	Понятна причинно-следственная связь Более лёгкое применение, чем метода восходящего анализа	Должна существовать соответствующая базовая линия Требуется существенные подробные данные Требуется экспертных знаний
Параметрический	Легко использовать Могут использовать нетехнические эксперты Генерируется неопределённость прогноза	Трудно разработать Факторы могут быть ассоциативны, но не каузативны (нехватка прямых причинно-следственных отношений) Экстраполяция существующих данных для прогноза будущего, который может включать радикальные технологические изменения, прогноз может быть недостоверным

стоимости разработки и производства по количеству самолётов и типам двигателя. Эти стоимости используются как зависимые переменные в статистических регрессионных анализах. Объясняющие, независимые переменные или оценочные параметры, как правило, включают такие факторы, как температуру на входе турбины двигателя, расход воздуха, тяговооружённость и другие технологические и модули доступа к зрелости.

ТРДД более сложен и более эффективен, чем ТРД. У ТРДД есть второй компрессор, называемый вентилятором, турбина низкого давления (ТНД) для привода вентилятора и кольцевой внешний контур, позволяющий части выходного воздуха вентилятора обтекать компрессор высокого давления, КС и обе турбины. Вентилятор сжимает воздух как КВД, и часть воздуха из вентилятора входит в КВД, а оставшийся воздух течёт по внешнему контуру. Этот перелупской воздух затем разгоняется в сопле, создавая тягу.

Три первые схемы широко использовались в течение нескольких лет. Заметные усовершенствования в эффективности охлаждения достигнуты благодаря внедрению CFD для оценки эффективности разных геометрий охлаждающих каналов и пониманию теплопередачи от потоков к турбинным лопаткам. Реализация пористого охлаждения ограничена доступностью пористых материалов в связи с необходимыми прочностными характеристиками.

Американцы считают лучшими индикаторами турбинного уровня технологии температуру на входе ротора турбины (RIT - Rotor inlet temperature) и температуру на входе турбины. Последняя является температурой продуктов сгорания, которые попадают на первый ряд стационарных турбинных лопаток вверх по потоку ротора. Эта температура обычно на несколько градусов выше RIT, поскольку охлаждающий воздух обтекает эти стационарные лопатки и охлаждает их (плёночное охлаждение). Когда этот воздух смешивается с продуктами сгорания, он слегка снижает температуру продуктов сгорания перед их попаданием в ротор. Хотя температура на входе лопаток НА выше, чем на входе ротора, эти стационарные лопатки не



Технологическая эволюция двигателей

	1960-е годы	1970-е годы	1980-е годы	1990-е годы	2000-е годы
Материалы/ Процессы	Суперсплавы Никелевые Титановые	Низкотемпературные композиты Направленное затвердевание Порошковая металлургия Неразрушающий контроль	Монокристаллы Теплобарьерные покрытия Система ЧПУ Автоматизированная вакуумная сварка	Интерметаллики Заданная форма Передовые покрытия Керамика для малонагруженных частей	Высокотемпературный композит Лазерная нагартовка Снижение высокоцикловой усталости Ремонт блисков Автоматическое прогнозирование и мониторинг состояния
Средства проектирования	Механика разрушения	Оптимизация компонентов	Автоматизированное проектирование/изготовление (CAD/CAM) Анализ конечных элементов Вычислительная гидродинамика Стойкость к разрушению	Быстрое макетирование Передовые датчики	Металлическое макетирование Испытание двигателя в комплексе с авиатренажерами Моделирование с полной вычислительной гидродинамикой (CFD)
Технологии двигателей	Геометрия регулируемого статора Охлаждение лопаток Трубчато-кольцевые КС Поворотные сопла КВВП ТРДДФ	Кольцевые КС Модульные конструкции ТРДД высокой двухконтурности	Диагностика Цифровое электронное управление Лопатки малого удлинения Малозагрязненные КС Малозаметные ВЗ и сопла	Блиски Полые лопатки вентиляторов Двухзонные КС Двигатель изменяемого цикла Плоские векторные сопла Каскады противовращения	КС предварительного смешения Встроенное управление полётом и СУ Многоточечные форсунки Высокотемпературные топлива Струйные сопла Встроенный стартер-генератор
Марки двигателей истребителей	TF30 F402	F100 F401 F101 TF34	F110 F404	F119 F120 F414	F135

подвергаются воздействию высоких центробежных нагрузок, связанных с вращением ротора турбины.

Американские подходы к разработке реактивного двигателя

В ряде случаев, когда самолёт проектируется или дорабатывается, двигатель, уже полностью созданный для другого самолёта (военного или гражданского), может быть прямо использован как предмет "с полки". Хотя готовые двигатели ещё могут потребовать проектирования и интеграции воздухозаборника или сопла, конкретного для данного самолёта, и военных квалификационных (сертификационных) испытаний, стоимость этих двигателей легко понять, а стоимость, связанная с их адаптацией, будет сравнительно небольшой.

Другой экстремальный случай - разработка авиадвигателя с нуля (американцы ссылаются на него как на двигатель "новой центральной линии") может стоить миллиарды долларов. Обычным промежуточным решением является разработка "производного" двигателя (деривата). Производная разработка начинается с существующего двигателя и доработки компонентов и управления для "выведения" двигателя, который соответствует новым требованиям. Иногда производные двигатели являются простыми "выросшими" версиями своих предшественников, которые предназначаются для использования на тех же самолётах для выполнения повышенных ТЗ или компенсации увеличенного веса самолёта. В других случаях дериват двигателя может так

отличаться от исходного двигателя, что общность с оригиналом внешне трудно заметить.

Появление новых и независимых факторов, влияющих на стоимость жизненного цикла двигателя, сказывается на показателе CER двигателя, касающихся разработки, производства, эксплуатации и поддержки. Хотя эти и другие новые факторы могут увеличивать или уменьшать стоимость, практически невозможно идентифицировать каждый драйвер будущей стоимости, когда разрабатывается показатель CER. Однако, если CER основывается только на традиционных метриках характеристик, они не могут отражать влияния новых факторов на стоимость. Поэтому CER должны иметь способность отражать новые расчётные факторы в общем, без необходимости знать точно, что собой представляют эти факторы, когда определяются показатели CER.

Критерий технического риска не должен базироваться на времени. Для анализа можно использовать другие факторы, которые количественно характеризуют уровень зрелости.

Одним из таких критериев является уровень технической готовности NASA (TRL - Technology Readiness Level), который не обязательно основан на времени. Критерий TRL нацелен на зрелость технологии, другими словами, он классифицирует степень разработки. Масштаб уровней TRL приведен ниже в Таблице.

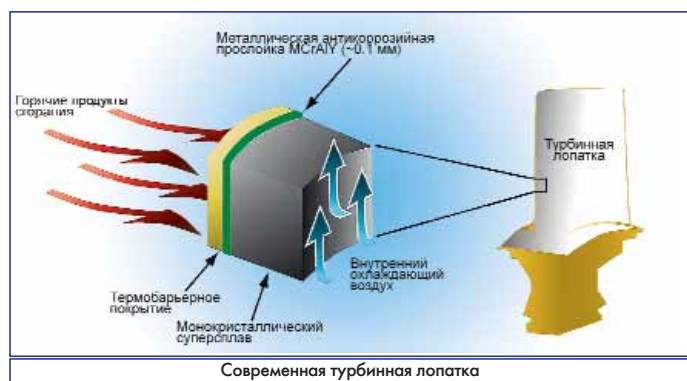
Уровни технологической готовности

Уровень	Описание
TRL 1	Основные принципы, регистрация и доклад
TRL 2	Концепция и/или применение технологии, формулирование
TRL 3	Подтверждение концепции, аналитическое и экспериментальное, критические функции и/или характеристики
TRL 4	Валидация компонента и/или макета (концептуальная демонстрация изделия) в лаборатории
TRL 5	Валидация компонента и/или макета в релевантной обстановке
TRL 6	Демонстрация модели системы/подсистемы или прототипа в релевантной обстановке
TRL 7	Демонстрация прототипа системы в полётной/космической среде
TRL 8	Завершение реальной системы и "лётная сертификация" в ходе испытаний и демонстрации
TRL 9	Лётная готовность реальной системы

В дополнение критериям технического риска и зрелости проекта американские специалисты исследовали ряд дополнительных параметров, которые принадлежат следующим четырём категориям.

Разработка перспективной технологии двигателя. Некоторые двигатели внедряют перспективные материалы и технологии. Зрелость этих материалов и технологий влияет на стоимость разработки. Для определения масштаба технических изменений авиадвигателей американские специалисты применяют следующие категории, предложенные командованием авиации ВМС США (NAVAIR)

Прошлые и текущие примеры крупных технологических и циклических изменений включают переход от ТРД к ТРДД, внедрение векторных сопел (как в F119) и регулирования цикла (как в F120). Аналогично, примеры потенциальных крупных технических достижений включают переход к струйным соплам фиксированной геометрии для форсажных двигателей с вектором тяги магнитных подшипников и встроенных стартер-генераторов для всех новых двигателей.



Категория	Вид модификации
1.0	Дерейтинг (снижение характеристик) (пример: F405-RR-400)
1.1	Модификация
1.2	Изменение дежурного цикла
1.3	Программа демонстратор
2.0	Небольшая доработка (<5%)
2.1	Средняя доработка(<10%)
3.0	Модернизация холодной секции
3.1	Добавление редуктора
3.2	Добавление вентилятора газогенератору (пример: TF34-2)
4.0	Модернизация горячей секции
4.1	Добавление двигателю форсажной камеры
5.0	Небольшая общая модернизация (пример: F404 II)
5.1	Масштаб газогенератора вверх/вниз (пример: F101DFE)
6.0	Дериват (тот же тип двигателя)
6.1	Крупная модернизация компонента
7.0	Дериват (другой тип двигателя)
7.1	Крупная общая модернизация
8.0	Новый двигатель с демонстрацией (F100)
8.1	Новый двигатель без демонстрации (J93)
9.0	Новый проект в новом классе (пример: PW100, PW2037)

Использование показателей CER и других параметрических отношений в сочетании с информацией о категориях отображено американцами на примерах оценки стоимости виртуальных типовых двигателей: новый с перспективной технологией или новой центролинией и производный с достижениями эволюционной технологии (см.табл.ниже)

	Новый двигатель с перспективной технологией или новой центролинией	Производный двигатель с достижениями эволюционной технологии
Описание технологических достижений	Керамические матричные композиты в горячей части, возможно первая ступень ротора турбины Струйное сопло Изменяемый цикл Встроенный стартёр-генератор Перспективная система терморегулирования	Перспективное воздушное охлаждение ТВД Изменяемый цикл Встроенный стартёр-генератор Перспективная система терморегулирования
Температура на входе ротора (F°)	3,545 (19340C)	3,300 (18160C)
Срок полномасштабных испытаний (час)	6,000	3,500
Общая степень повышения давления	26	26
Удельный расход топлива	0.8	0.8
Наличие форсажа	Да	Да
Новизна двигательного проекта	Да	Нет

Как видно из приведенного ниже, стоимость ОКР, время ОКР и стоимость образца двигателя новой конструкции значительно выше, чем стоимость ОКР, время ОКР и стоимость образца производного двигателя, использующего эволюционные технологии. Однако эти издержки следует взвешивать относительно выигрыша характеристик, таких как увеличенная дальность, скорость, манёвренность и

Результаты оценочных отношений для двух типовых двигателей		
	Новый двигатель (Доллары 2001 года)	Дериват (Доллары 2001 года)
Стоимость разработки	\$4840 млн	\$780 млн
Время разработки	51 месяц	33 месяца
Себестоимость двигателя (T1)	\$14,3 млн	\$8,67 млн
Себестоимость двигателя (T375)	\$5,8 млн	\$5,6 млн
T1 - первый образец T375 - 375-ый образец		

топливная эффективность, уменьшенный общий вес самолёта, большой потенциал для роста характеристик в будущем, увеличенный ресурс двигателя, большая надёжность и ремонтпригодность и другие преимущества.

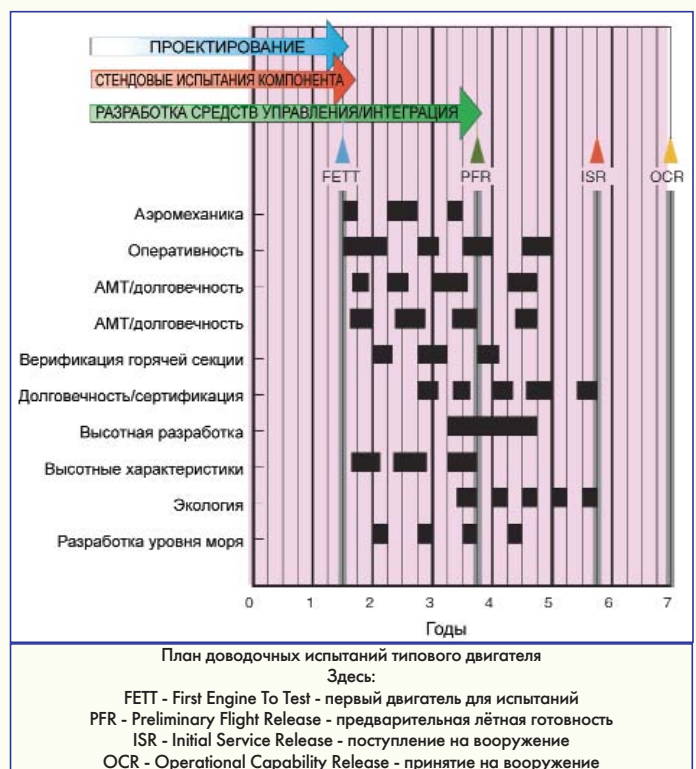
К сожалению остаточная ошибка для оценочных отношений стоимости разработки и и времени разработки довольно высокая, особенно для производных двигателей. Такие отношения целесообразны только на концептуальной стадии разработки двигательной технологии и требуют осторожного обращения в виду их диапазона неопределённости.

Результаты американского анализа также показывают, что проект нового двигателя перспективной технологии будет значительно дороже в разработке и потребует больше времени, чем производный двигатель, использующий эволюционные технологии.

Наконец, учитывая высокую степень неопределённости, окружающую направление будущей разработки военного авиадвигателя, анализ стоимости американцы проводят с двигателестроительной промышленностью, чтобы контролировать на практике изменения и технологию, которые внедряется в авиацию и являются предметом изучения с позиции стоимость - эффективность. Американцы следуют практике продолжения сбора данных по фактической стоимости разработки и производства реактивных авиадвигателей. Такая практика улучшит качество будущих средств оценки стоимости.

Типовой план доводочных испытаний для американского военного авиационного ГТД, поступающего в разработку с низким уровнем технологического риска, представлен ниже на Рис. Очевидно, это только пример того, что может включать типичный оптимальный план разработки двигателя. Он не предназначается быть шаблоном для всех последующих программ. Составление плана доводочных испытаний двигателя это сложный конкретный программный процесс, направленный на обеспечение оптимального использования ресурсов, графика и необходимого качества двигателя. Используя взвешенный средний подход, сначала формулируется программа разработки "базового" типового двигателя, которая охватывает десять лет, требует 14 испытательных активов и 11000 часов двигательных испытаний.

Усовершенствован этот метод путём внедрения преимуществ перспективного инструментария проектирования, материалов и процессов американцы значительно оптимизировали программу, сведя размах до 5,5 лет, испытательные активы - до девяти и двигательные испытания - до 7,550 часов.




План доводочных испытаний на рисунке охватывает семь лет с момента утверждения контракта через рубеж OCR и включает пять стендов доводки узлов, 12 опытных двигателей и примерно 10000 часов наземных испытаний. Стенды доводки узлов переходят из фазы определения программы и снижения риска и предназначаются для сбора конкретных данных конструкторами в поддержку FETT.

Каждый из 12 опытных двигателей изготавливается для выполнения уникальных требований конкретного вида испытаний. Этот план не учитывает активов запасных частей, которые могут составлять значительную часть издержек разработки. Число двигателей для лётных испытаний (сюда не включено) определяется потребностями команды лётных испытаний самолёта. Двигатели наземных испытаний обычно не передаются в программу лётных испытаний из-за специального препарирования и не выражаемого в количественной форме износа, накопленного во время наземных испытаний.

Требования к системным характеристикам будут возрастать с более жёсткими военными ТТ и возникающими технологиями. Вооружённые силы США будут всегда требовать, чтобы их системы оружия превосходили системы противников и тактически, и логистически. Технология ТРДД сталкивается с многочисленными вызовами, которые могут меняться при выполнении программ разработки в будущем. Например, повышение требований малой заметности, накладываемых на систему двигатель/СУ, может привести к использованию более токсичных материалов и покрытий и более сложных конструкций вздухозаборника и выхлопного устройства. Более жёсткие стандарты шума и эмиссий влияют на сложность конструкции и могут потребовать дополнительного времени проектирования и испытаний. Интегрирование управления полётом и силовой установкой также может диктовать системную сложность и требовать дополнительного времени проектирования и испытаний. Тщательная разработка и применение перспективной технологии будут играть критическую роль в выполнении этих требований и доступном поддержании американского военного тактического превосходства.

Технологические достижения обычно реализуются в США одним из трёх путей: новые технологии внедряются в конструкцию существующих двигателей посредством модификации компонентов для корректировки конкретных проблем, многочисленные технологии интегрируются в зрелый продукт для создания производной конструкции двигателя или разрабатывается совершенно новый двигатель. Степень доработки конструкции под производный двигатель варьируется. Например, F110-PW-129 имеет около 80 % общих частей со своим предшественником F110-PW-100, а F100-PW-229 около 20..30 % общих частей с F100-PW-200. В большинстве случаев, производные существующих двигателей сопровождаются меньшим числом непредвиденных технических проблем, чем совершенно новые двигатели.

Выводы

Внедрение новых комплексных технологий в военные авиационные двигатели имеет свои плюсы и минусы. Американское министерство обороны и промышленность прилагают совместные усилия для повышения доступности, продления ресурса компонентов, увеличения надёжности, автоматизации прогнозтики и диагностики, упрощения процедур обслуживания и повышения характеристик. Однако непрерывная интеграция новых технологий в существующие и новые двигатели и расширение лётных режимов, вероятно, будут создавать рост технических вызовов и стоимости. Американская методология оценки приобретения охватывает освоение технологии военных реактивных авиадвигателей и стоимость их жизненного цикла. 

Литература:

1. Obaid Younossi, Mark V. Arena, Richard M. Moore, Mark Lorell, Joanna Mason, John C. Graser. Military Jet Engine. Acquisition. Technology Basics and Cost-Estimating Methodology. Prepared for the United States Air Force Approved for Public Release; RAND Project AIR FORCE
2. Anderson, Arthur J., and J. R. Nelson, Measuring Technological Change: Aircraft Turbine Engines, Santa Monica, Calif.: RAND, R-

1017-ARPA/PR, 1972.

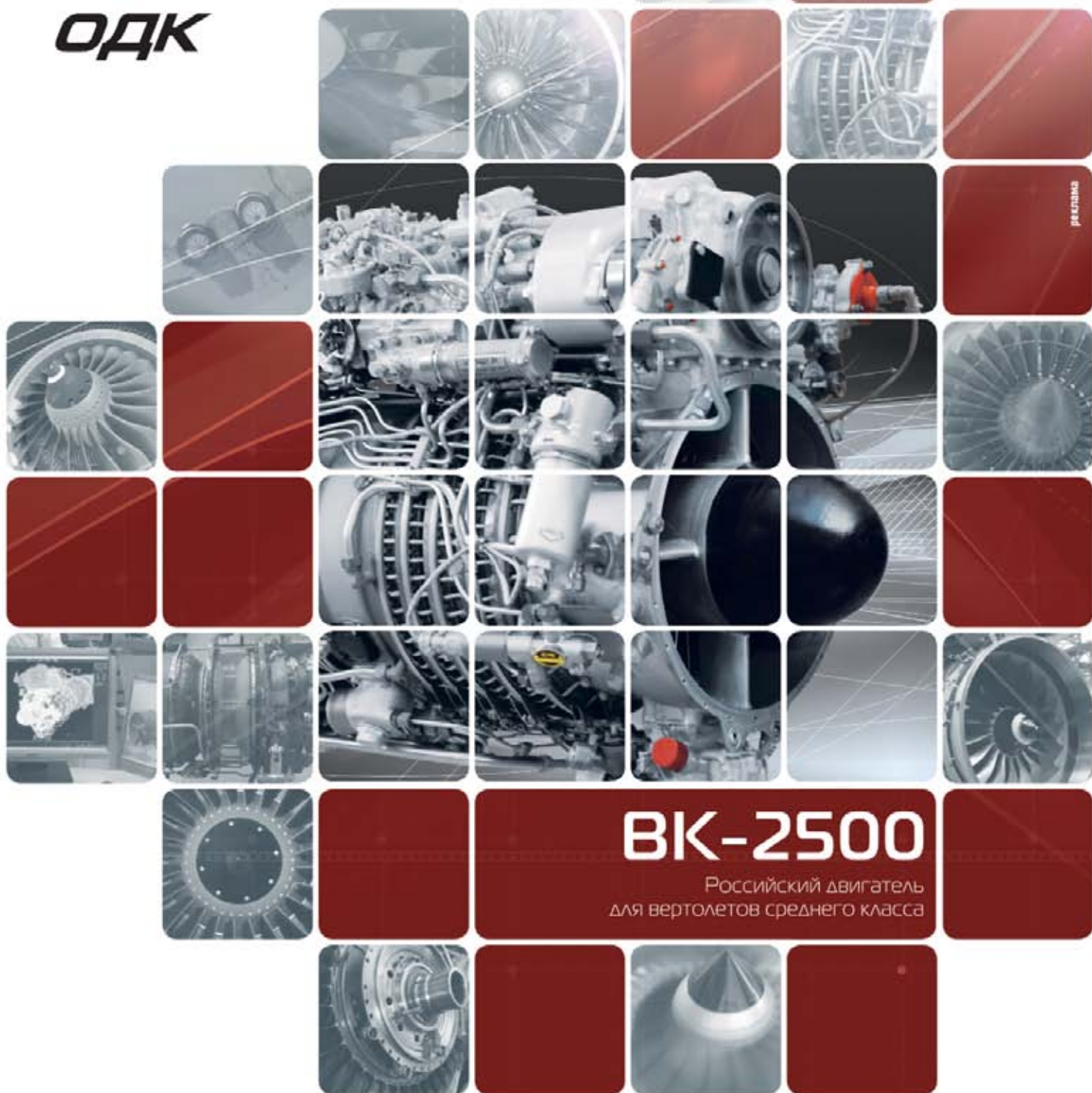
3. Aronstein, David C., Michael J. Hirschberg, and Albert C. Piccirillo, From the Advanced Tactical Fighter to the F-22 Raptor: Origins of the Air Force's 21st Century Air Dominance Fighter, Arlington, Va.: ANSER, 1998.
4. Berenson, Mark, and David Levine, Basic Business Statistics: Concepts and Applications, Upper Saddle River, N.J.: Prentice Hall, 1996.
5. Birkler, J. L., J. B. Garfinkle, and K. E. Marks, Development of Cost Estimating Relationships for Aircraft Turbine Engines, Santa Monica, Calif.: RAND, N-1882-AF, 1982.
6. Bond, David F., "Risk, Cost Sway Airframe, Engine Choices for ATF," Aviation Week and Space Technology, April 29, 1991, pp. 20-25.
7. Camm, Frank, The Development of the F100-PW-220 and F110-GE-1000 Engines: A Case Study of Risk Assessment and Risk Management, Santa Monica, Calif.: RAND, N-3618-AF, 1993.
8. Cook, Cynthia R., and John C. Graser, Military Airframe Acquisition Costs: The Effects of Lean Manufacturing, Santa Monica, Calif.: RAND, MR-1325-AF, 2001.
9. Cook, R.D., and S. Weisberg, Residuals and Influence in Regression, New York: Chapman & Hall, 1982.
10. Dabney, Thomas R., and Michael J. Hirschberg, Engine Wars: Competition for U.S. Fighter Engine Production, Arlington, Va.: ANSER, 1998.
11. "The Defense Acquisition System," DoD Directive 5000.1, January 4, 2001.
12. The Engine Handbook, U.S. Air Force, <https://www.kelly.af.mil/irweb/handbk.htm>, March 1998.
13. "F117 Engine Design Duplicates That of Basic F404 Powerplant," Aviation Week and Space Technology, June 25, 1990, p. 27.
14. "F119 Configuration Reflects Balanced Design, Lessons from F100 Program," Aviation Week and Space Technology, November 18, 1991, pp. 35 and 38.
15. Fisher, Gene H., Cost Considerations in Systems Analysis, New York: Elsevier, R-490-ASD, 1974.
16. Flower, H. M., High Performance Materials in Aerospace, New York: Chapman and Hall, 1995.
17. Hirschberg, Michael J., The Advanced Tactical Fighter Engine Development Program, Arlington, Va.: ANSER, 1997.
18. Jane's Information Group, "Aero-Engines-Jet Engines," Jane's All the World's Aircraft 1999-2000.
19. Jane's Information Group, "Aero-Engines-Turbofan, United States of America, General Electric-GE Aircraft Engines," Jane's Aero-Engines, 1999b, 19. <http://www.janesonline.com>.
20. Jane's Information Group, "Aero-Engines-Turbofan, United States of America, United Technologies Pratt & Whitney," Jane's Aero-Engines, 1999c, <http://www.janesonline.com>.
21. Janos, Benon Z., "Thermal Barrier Coatings," Active Materials and Structures Laboratory, The Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, Mass.,
22. Jay, David A., and S. Michael Gahn, eds., "IHPTET-21st Century Propulsion for the American G.I.-Keep 'Em Flying," Air Force Research Lab, Wright Patterson AFB, Ohio, September 11, 2000.
23. Kandebo, Stanley, "Improved F100-229 Fan Could Boost Engine Life," Aviation Week and Space Technology, March 27, 1995a, p. 64.
24. Kandebo, Stanley, "Pratt Begins Tests of JSF Powerplants," Aviation Week and Space Technology, June 22, 1998d, pp. 34-35.
25. Large, J. P., Estimating Aircraft Turbine Engine Costs, Santa Monica, Calif.: RAND, RM-6384-PR, 1970.
26. Lorell, Mark A., and John C. Graser, An Overview of Acquisition Reform Cost Savings Estimates, Santa Monica, Calif.: RAND, MR-1329-AF, 2001.
27. "Mandatory Procedures for Major Defense Acquisition Programs (MDAPs) and Major Automated Information System (MAIS) Acquisition Programs," DoD Regulation 5000, 2-R, June 2001.

Связь с автором: kokorev@ciam.ru





**ЕДИНСТВО
ВО МНОЖЕСТВЕ**



БК-2500

Российский двигатель
для вертолетов среднего класса

ОАО «Объединенная двигателестроительная корпорация»
Россия, 121357, г. Москва, ул. Вере́йская, д. 29, стр. 141
Тел./факс: (499) 558-01-26
www.uecrus.com



25 марта в Москве состоялась II Международная конференция "Водород – 2014". Она была организована ЗАО "Креон Энерджи" при поддержке Некоммерческого партнерства "Национальная ассоциация водородной энергетики (НАВЭ)". Необходимость конференции обусловлена тем, что расширение использования водородных технологий в энергетике и промышленности приводит к стремительному росту спроса на водород. Актуализируется необходимость объединения ученых, инженеров, бизнесменов в рамках широкого обсуждения и решения проблем в сфере производства, очистки, хранения, поставки и переработки водорода.



Зал конференции

На конференции было представлено 15 крупных отечественных и зарубежных компаний. Среди них ОАО "Криогенмаш", ОАО "Уралкриомаш", НАВЭ, ЦИАМ, ОИВТ РАН, ИПХФ РАН, ОАО "Ангарская нефтехимическая компания", Air Liquide, Linde Group, Air Products, Haldor Topsoe и др. На трех заседаниях конференции заслушано 11 докладов, начало которых предваряло оглашение приветствия господина Везироглу - президента Международной ассоциации водородной энергетики (Майами, США). В частности, он подчеркнул, что "Исследования в области водородной энергетики ведутся по всему миру. Происходит переоборудование двигателей внутреннего сгорания для работы на водородном топливе. Автопроизводители представили несколько экспериментальных моделей легковых автомобилей и автобусов. Многие из них работают в реальных дорожных условиях. Так, например, корпорация "Хёндай" (Корея) в этом году выводит на рынок автомобили на водородных топливных элементах... И в авиационной промышленности идет работа в области дозвуковых и сверхзвуковых летательных аппаратов, использующих водород в качестве топлива".

Работа конференции протекала в рамках следующей программы:

- Рынок водорода: состояние и перспективы развития;
- Состояние и перспективы развития мощностей по производству водорода в РФ;
- Перспективы использования малотоннажных установок по производству водорода;
- Современные технологии получения синтез-газа;
- Совершенствование нормативно-технической базы в области водородных технологий;
- Перспективы развития водородной энергетики в РФ;
- Перспективы использования водорода как хладагента;
- Развитие технологий хранения и транспортировки водорода.

Обстоятельный материал "Сравнение мирового и российского рынков водорода. Тенденции развития рынка" представила Л.Д. Огрель - руководитель отдела аналитики ЗАО "Креон Энерджи". О формировании нормативно-технической базы водородных технологий доложил А.Ю. Раменский - исполнительный вице-президент НАВЭ. Интересными оказались доклады представителей иностранных фирм, а также некоторых отечественных руководителей предприятий. Всеобщее оживление вызвало эмоциональное выступление советника директора департамента авиационной промышленности А.И. Игнатова на тему об использовании жидкого водорода в авиации на примере успешных полетов самолета Ту-155 с двигателем НК-88 с установлением нескольких мировых рекордов. Показанный

фильм первого успешного полета Ту-155, состоявшийся 15 апреля 1988 года (подробности с освещением участия сотрудников ЦИАМ см. "Двигатель", № 5, 2013 г.), наглядно продемонстрировал безопасные условия эксплуатации при заправке самолета жидким водородом на земле. Создание надежных криогенных систем для самолета Ту-155 позволили, в дальнейшем фирме ОАО "Туполев" усовершенствовать (с приближением по массе к керосиновым системам) конструктивные схемы и топливные баки применительно к самолетам Ту-334К, Ту-204К, высотно-космическому самолету (ВКС) Ту-2000 и совместно с Германией проработать компоновку самолета А-310 при работе с водородным двигателем. Кроме того, А.И. Игнатов обозначил возможность широкой организации работ при кооперации России, Индии, Германии, Италии, Франции, Китая, Японии и других стран на базе работ ОАО "Туполев" по ВКС Ту-2000.

В результате обсуждения представленных докладов установлено, что в мире производится водорода более 700 млрд м^3 в год, причем в России - 8..10 % от указанного объема. До 90 % водорода получается по технологии паровой конверсии природного газа и путем термообработки угля при температуре свыше 1000° С без доступа воздуха. Основное место в структуре мирового потребления водорода занимает нефтепереработка - 67 %, химическая промышленность - 27 %. Заметную долю водород имеет в электронике и ракетной технике, в которой до недавнего времени потреблялось 14 % от 120 тыс. т производимого, например, в США жидкого водорода. Приведена интересная информация о транспортировке водорода с использованием газопроводов: их протяженность в Европе более трёх тыс. км при среднем диаметре трубы 0,2 м с давлением не более 2 Мпа. Особенностью российского рынка водорода является преобладающее потребление его для производства химических продуктов, прежде всего, аммиака и метанола. Лишь в последние годы нефтеперерабатывающая промышленность становится крупным потребителем этого газа: темпы роста потребления водорода на НПЗ России одни из самых высоких по сравнению с другими отраслями, что обусловлено необходимостью более глубокой очистки нефти.

Наградой за семичасовую напряженную работу конференции послужили эмоциональные разрядки. В частности, в фойе зала заседаний были широко представлены различные технические журналы с освещением нефтегазовых технологий. В одном из них приведены 10 интересных фактов из области транспортировки природного газа, один из которых весьма необычен: в нескольких штатах США в газопровод к газу подмешивают химическое вещество с запахом тухлого мяса. Это даёт возможность обнаружить "свищ" в трубе благодаря тому, что к этому месту очень быстро слетаются грифы. А ведь известно: при высоком давлении магистральных трубопроводов отверстие диаметром в один миллиметр выпускает наружу около тысячи куб. метров газа в сутки, что составляет стоимость упущенной выгоды в среднем \$400.



Первый докладчик Л. Огрель

Главным эмоциональным позитивом для меня стала встреча со знакомым: Анатолием Митрофановичем Домашенко - главным специалистом

ОАО "Криогенмаш". Он - научный сотрудник мирового уровня в области криогенных технологий, главным образом, водородной направленности. Активно участвовал в разработке всех отечественных проектов, в которых в качестве топлива использовался жидкий водород. Мы с ним едины в том, что единственным эффективным и безопасным способом долговременного хранения водорода является его хранение в состоянии супервысокого давления (до 100 МПа и выше) при температуре окружающей среды в емкостях компримитного исполнения. Такую технологию (в том числе и доставки) освоила германская фирма Linde: её один трейлер может однократно доставить на большие расстояния сто баллонов газа объемом 400 литров каждый под давлением 50 Мпа. При этом разгрузка баллонов осуществляется за 45-60 мин (см. фото). Хранить водород в жидком состоянии нерентабельно и опасно: цистерна ЦТВ-25/06 теряет в сутки один процент H_2 , т.е. 15 кг, причем одновременно с указанной потерей происходит обогащение водорода кристаллами кислорода. При достижении таким кристаллом размера 30 мкм может, например, в процессе перекачки жидкого водорода из цистерны произойти его воспламенение.

<p>Описание проекта</p> <ul style="list-style-type: none"> — 2010: начало проекта по разработке нового трейлера с использованием композитных цилиндров — Расширение существующих мощностей станции по наполнению газов современной технологией наполнения до 500 атм. — 50% было проинвестировано Германским правительством 		
<p>Текущий статус</p> <ul style="list-style-type: none"> — Трейлер эксплуатируется с июня 2013 — > 45.000 кг водорода успешно доставлено клиентам successfully delivered to customer — > 40 наполнений до 500 атм 	<p>Технические данные</p> <ul style="list-style-type: none"> — Количество композитных цилиндров: 100 — Рабочее давление: 500 атм — Объем водорода: 1.100 кг 13.000 Nm³ — Время загрузки/разгрузки: 45-60 мин 	

Плакат фирмы "LINDE" по перевозке водорода под давлением 500 атм

Конференции хороши, в том числе возможностями встреч с коллегами с обменом впечатлениями о современном состоянии и перспективах развития криогенных технологий.

НАВЭ: популяризация - консолидация - обобщение

Национальная ассоциация водородной энергетики (НАВЭ) учреждена в 2003 году в целях популяризации эффекта от использования водорода в народном хозяйстве, консолидации различных общественных сил, уже участвующих или потенциально заинтересованных в формировании водородной экономики, а также в обобщении приобретенного опыта.

Россия имеет большой опыт в области освоения водородных технологий не только в ракетной и авиационной отраслях, но и в общей промышленности. В частности, в сентябре 1941 года в осажденном Ленинграде был использован водород для работы двигателей внутреннего сгорания автомобилей, обеспечивающих функционирование аэростатов заграждения. Инициатором этого начинания был лейтенант войск ПВО Борис Шелищ. В то время предложение "водородного лейтенанта" помогло существенно восполнить дефицит бензина. Он был награжден орденом Красной Звезды, но только спустя два года сумел подтвердить свой приоритет получением авторского свидетельства СССР на изобретение № 64209 от 28.07.1943 года.

В 1955 году ГНЦ РФ ЦИАМ им. П.И. Баранова (далее ЦИАМ) выступил инициатором применения водорода в авиации. Инициативу поддержала группа сотрудников ЦАГИ под руководством будущего академика В.В. Струминского. В результате были сформированы комплексно-целевые программы (КЦП) "Холод-1", "Холод-2" и др., проведены в ЦИАМ в 60-х годах прошлого века испытания ГТД-350 на газообразном водороде и развернуты широкие исследования по разработке водородных технологий. Итогами выполнения указанных КЦП стали успешные полеты Ту-155 с водородным двигателем НК-88, успешный запуск в 1991 году гиперзвукового ПВРД при его работе на жидком водороде, первый в России полет 04 ноября 2010 года беспилотного летательного аппарата, созданного в ЦИАМ, с использованием газообразного водорода.

В настоящее время по распоряжению Генерального директора ЦИАМ создана рабочая группа под научным руководством академика РАН О.Н. Фаворского по анализу возможностей использования в авиации накопленного в России и мире опыта применения водородных технологий. На последнем заседании 27.02.2014 г. указанной группы в количестве десяти специалистов было поддержано утверждение: **"Водород нам не обойти"**. На мой взгляд, очень точный прогноз.

Конференция - повод к размышлению

Некоторое замешательство среди участников конференции вызвали заключительные слова первого докладчика. Привожу их дословно: "Несмотря на то, что Россия - пионер в деле освоения ряда перспективных водородных технологий, в том числе на автомобильном транспорте, на данном этапе развития технологий и наличия огромных запасов углеводородов полноценный переход на водородную энергетику в нашей стране представляется экономически необоснованным".

Представленная оценка развития водородных технологий в России заставляет усиленно искать прорывные направления использования водорода с тем, чтобы не растерять тот огромный научно-технологический задел, который отражен, в частности, в обобщающем Труде создателей легендарного самолета Ту-155 с водородным двигателем НК-88. В книге "Внимание - газы: криогенное топливо для авиации", изд-во "Московский рабочий", М., 2001 год (авторы: В.А. Андреев, В.Д. Борисов, В.Т. Климов, В.В. Малышев, В.Н. Орлов) обращено внимание на следующие обстоятельства: *"...Тема криогенных топлив вышла из моды. Бесценные наработки в этой области, как и во многих других, где российские специалисты занимали ведущие мировые позиции, могут быть безвозвратно утеряны. Но переход на новые альтернативные источники энергии являются жестокой необходимостью. Ученые могут ошибаться на 50 и даже на 100 лет, однако ископаемые топлива в какой-то момент будут исчерпаны. Потеря источников энергии такой же "конец света", как и любые другие глобальные катастрофы и беды. Та страна, ученые и специалисты которой первыми найдут оптимальное решение проблемы перехода на неисчерпаемые источники энергии, получит доминирующее положение в мире. Особенно это важно для России с учетом огромного населения, богатейших природных ресурсов, занимаемого географического положения, климатических зон и расстояний"*.

Обращаю внимание на удивительный временной интервал: в 1955 году - инициатива ЦИАМ, а только в 1988 году - первый успешный полет Ту-155: разница в 33 года. И это с учетом таких благоприятных факторов как наличие полноценного бюджетного финансирования, признанных лидеров с высоким авторитетом (академики Н.Д. Кузнецов, А.А. Туполев, В.А. Легасов и др.), обширных групп сотрудников-энтузиастов в различных научных Центрах СССР и т.д. По нашим нынешним реалиям, чтобы получить ощутимый результат использования водорода в авиации хотя бы через полвека, надо начинать сегодня. Такого мнения придерживаются и академик О.Н. Фаворский, и исполнительный вице-президент НАВЭ А.Ю. Раменский, и крупный специалист-криогеник А.М. Домашенко, и многие другие энтузиасты.

У России есть все основания к масштабному продвижению водорода не только в авиационно-космической отрасли, но и в общепромышленной сфере за счет конвертирования наукоемких технологий, интегрированных в авиадвигателестроении, а не наоборот: рожденный ползать летать не может. А опыт успешного развития авиационного двигателестроения (АД) наглядно иллюстрирует стимулирующее воздействие АД на те отрасли промышленности, где требуются компактные, мобильные и хорошо управляемые источники энергии, прежде всего наземный и водный транспорт, а также мобильная теплоэнергетика. При этом надо не забывать, что экология дорогого стоит, и ее значение в мире будет катастрофически нарастать. По этому поводу нобелевский лауреат Нильс Бор предсказывал: "Человечество погибнет не от атомной бомбы, бесконечных войн, оно похоронит себя под горами собственных отходов". Под отходами можно разумеет не только бытовые и промышленные отходы, но и в более широком смысле ухудшение экологических показателей среды обитания как от мусорных полигонов, так и от работающих энергогенерирующих источников. При формировании прорывной стратегии продвижения водорода в энергетике желательно помнить прогноз великого физика XX века.

РАЗВИТИЕ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В СССР/РОССИИ

Владимир Андреевич Зрелов, д.т.н.,

профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов ФГБОУ ВПО "Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)"



В статье проанализирована история разработки и серийного производства авиационных газотурбинных двигателей в СССР/России с начала 40-х годов прошлого столетия до настоящего времени. Выявлено, что отечественное двигателестроение как в количественном, так и в качественном отношении соответствовало лучшим мировым достижениям в этой области, а зачастую опережало достигнутый мировой уровень. В настоящее время в России разрабатывается только два гражданских двигателя, и то - с иностранным участием.

In article is analysed history of the development and production in series aircraft gas turbine engines in USSR/Russia with begin 40 years past centuries to date. It is revealed that domestic jet engines both in quantitative, and in qualitative attitude corresponded to the best world achievements in this area, and sometimes overtook the reached world-level. Today in Russia is developed only two civil engines and that with foreign participation.

Ключевые слова: история разработки ГТД, мировой уровень, криогенное топливо, винтовентилятор, кризис.
Keywords: history of the development GTE, best world achievement, cryogenic fuel, prop fan, crisis.

Как известно, начало развития авиационного газотурбинного двигателестроения приходится на двадцатые - тридцатые годы XX столетия. В этот период теоретические исследования велись в нескольких странах. Значительное развитие они получили и в СССР.

Основой, на которой в дальнейшем развилось отечественное газотурбинное авиадвигателестроение, послужили работы В.И. Базарова, Б.С. Стечкина, В.В. Уварова и других авторов. Начало работ по созданию газотурбинных двигателей в СССР можно отнести к 1925 г., когда в НАМИ была организована группа под руководством Н.Р. Брилинга, занимавшаяся изучением термодинамических циклов газотурбинных двигателей, а также исследованием процессов в камере сгорания.



Двигатель Э1080 разработки группы В.В. Уварова в музее МГТУ

С 1930 г. работы по газовым турбинам были переданы в лабораторию № 1 Всесоюзного теплотехнического института им. Ф.Э. Дзержинского (ВТИ), где их возглавил В.В. Уваров.

В 1937 г. инженер Харьковского авиационного института А.М. Люлька, разрабатывает проект турбореактивного двигателя РТД. В июле 1940 г. вышло Постановление СНХ СССР о необходимости проведения работ по ТРД конструкции А.М. Люльки. Работы осуществлялись в Ленинграде в Центральном котлотурбинном институте и на Кировском заводе, где в 1941 г. проводились стендовые испытания турбины, камеры сгорания и некоторых ступеней компрессора нового ГТД РД-1.

С началом войны из-за необходимости массового, серийного выпуска авиационной техники многие перспективные экспериментальные работы, которые начались еще до войны, были прекращены, конструкторские коллективы расформированы, а документация сдана в архивы.

К концу войны Советский Союз еще не имел газотурбинных двигателей отечественной конструкции, доведенных до серийного производства.

Поэтому развитие разработки и производства авиационных ГТД в СССР на начальном этапе шло по следующим основным направлениям:

- 1) использование немецкого опыта (РД-10, РД-20);
- 2) приобретение в Англии лицензии на двигатели "Nene" и "Derwent" фирмы Rolls-Royce (РД-45, РД-500);
- 3) поддержка и развитие отечественных разработок.

Разработка ГТД под руководством А.М. Люльки была продолжена в 1943 г. в ЦИАМ. В



Двигатель РД-10 (JUMO-004)

1947 г. на заводе № 45 были успешно проведены испытания и начато изготовление первого отечественного реактивного двигателя ТР-1, разработанного под руководством А.М. Люльки.

Для использования немецкого опыта в области создания авиационных ГТД был организован государственный союзный опытный завод № 2 (сейчас ОАО "Кузнецов") в г. Куйбышеве (Самаре).

В 1946 - 1950 гг. немецкие двигатели Jumo-004 под маркой РД-10 выпускались в СССР на уфимском заводе № 26 - первым в отрасли приступившем к освоению производства реактивных двигателей (сейчас ОАО "Уфимское моторостроительное производственное объединение"). Всего было изготовлено 1911 шт. Двигатели BMW-003А в СССР назывались РД-20 и производились на казанском заводе № 16 (сейчас ОАО "Казанское моторостроительное производственное объединение") с 1946 по 1949 г. Изготовлено 2911 шт.

Приобретенные у фирмы Rolls-Royce двигатели "Nene" и "Derwent" были на тот момент лучшими в мире. Эти двигатели, после перевода в ЦИАМ в метрический размерный ряд и модернизации изготавливались под маркой РД-45 и РД-500 с 1948 г. на заводах 16, 26, 45 и 478.

В 1948 г. под руководством В.Я. Климова на базе двигателя РД-45 были разработаны ГТД ВК-1, ВК-1А, ВК-1Ф, которые массово производились на заводах №№ 16, 19, 24, 26, 45, 478 и 500. Общее количество этих двигателей, произведенных в период с 1948 по 1961 гг., составило 50 493 шт.

В СССР разработкой газотурбинных двигателей занимались специализированные организации - опытные конструкторские бюро (ОКБ). Они имели в своём составе опытные заводы, где отработывались новые технологии, изготавливались опытные образцы двигателей и проводились их испытания.



Двигатель РД-20 (BMW-003)



Двигатель ТР-1 конструкции А.М. Люльки



Двигатель Nene-1 в ЦИАМ



Двигатель ВК-1



Двигатель РД-45

Основными разработчиками авиационных ГТД были: Московское ОАО "АМНТК "Союз" (ОКБ-300), Тушинское ФГУП "ТМКБ "Союз" (ОКБ-500), Уфимское ФГУП "НПП "Мотор" (ОКБ-26), Московское ОАО "А. Люлька-Сатурн" (ОКБ-165), Рыбинское ОАО "РКБМ" (ОКБ-36), Омское ОАО "ОМКБ" (ОКБ-29), Пермское ОАО "Авиадвигатель" (ОКБ-19), Самарское ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова" (ГСОЗ №2), Санкт-Петербургское ФГУП "Завод им. В.Я. Климова" (ОКБ-117) и Запорожское ГП "ЗМКБ "Прогресс" им. академика А.Г. Ивченко". После прохождения испытаний документация на двигатели передавалась серийным заводам, которые осуществляли их производство в соответствии с планами, разработанными министерством авиационной промышленности. Такое разделение позволяло серийным заводам лучше организовать массовое производство ГТД, не отвлекаясь на опытно-строительство.

Серийное изготовление авиационных газотурбинных двигателей в России осуществляют следующие предприятия: завод № 500 (Московское ОАО "ММП им. В.В. Чернышёва"), завод № 45 (Московское ФГУП "ММПП "Салют"), завод № 36 (Рыбинское ОАО "НПО "Сатурн"), завод № 16 (Казанское ОАО "КМПО"), завод № 26 (Уфимское ОАО "УМПО"), завод № 19 (Пермское ОАО "Пермские моторы"), завод № 24 (Самарское ОАО "Кузнецов"), завод № 29 (Омское ФГУП "ОМП им. П.И. Баранова"), Тюменское ОАО "Тюменские моторостроители". На Украине авиационные двигатели производятся заводом № 478 (Запорожское ОАО "Мотор Сич").

Результаты деятельности основных отечественных КБ в области разработки авиационных ГТД представлены в виде таблиц (рисунки 1 - 8). Здесь опытные и серийные ГТД распределены по типам (ТВаД и ВСУ, ТВД, ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ) и времени их создания.

Такое представление дает возможность проследить творческий путь конструкторского коллектива, оценить его возможности и квалификацию, а также наглядно продемонстрировать приоритеты в разработке того или иного типа двигателя или двигателя в определенном классе, а при наличии аналогичной информации по зарубежным разработкам, судить о месте каждого КБ не только в отечественном, но и в мировом двигателестроении. Имеется возможность оценить количественный вклад каждого конструкторского бюро в создание двигателей определенного типа, а также его долю в общем количестве разработанных (опытных и серийных) авиационных ГТД в стране. На диаграмме (рис. 1) показано в процентном выражении количество типов ГТД, созданных в СССР/СНГ в период с 1945 г. по 2014 г.

На рис. 2 также в процентном выражении представлена доля основных КБ-разработчиков ГТД в общем объеме разработок отечественных двигателей.

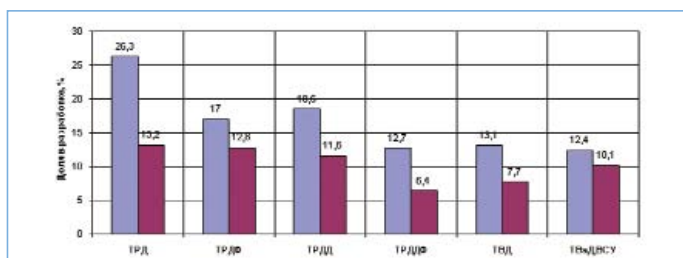


Рис. 1 Процентное количество типов ГТД, созданных с 1945 по 2014 гг. и их количество, запущенных в серийное производство

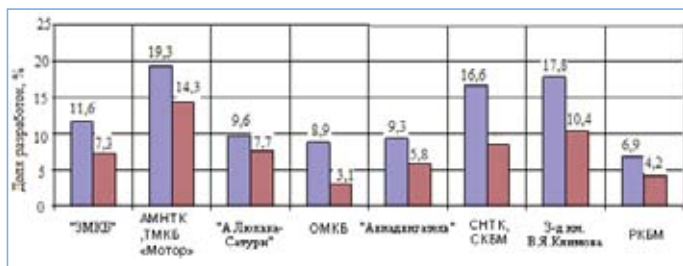


Рис. 2 Процентная доля КБ-разработчиков ГТД в общем объеме разработок двигателей и количество этих разработок, запущенных в серию

На этих и последующих диаграммах (рис. 3 - 8) указано также процентное количество серийных двигателей (темные столбцы). Следует заметить, что количество двигателей, запущенных в серийное производство, определялось не только их техническими параметрами, но и иногда соображениями другого рода. Например, некоторые двигатели, проходившие испытания, не производились из-за того, что закрывались программы создания самолетов, на которые предполагалась установка этих двигателей (НК-6, АИ-7, ВК-15Б, РД36-41 и др.).

На рис. 3 - 8 показано участие предприятий в разработке отдельных типов ГТД и доля этих разработок, запущенных в серийное производство.

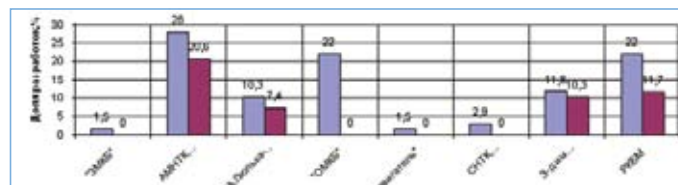


Рис. 3 Участие основных КБ в разработке ТРД и доля этих разработок, запущенных в серийное производство

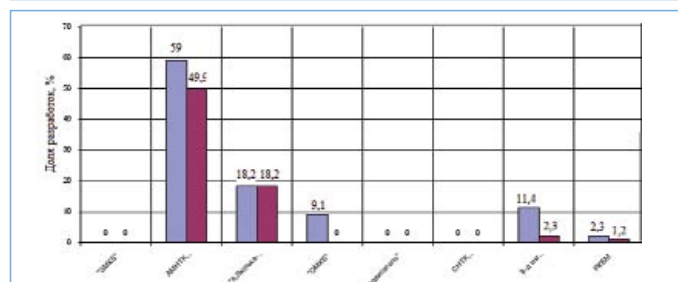


Рис. 4 Участие основных КБ в разработке ТРДФ и доля этих разработок, запущенных в серийное производство

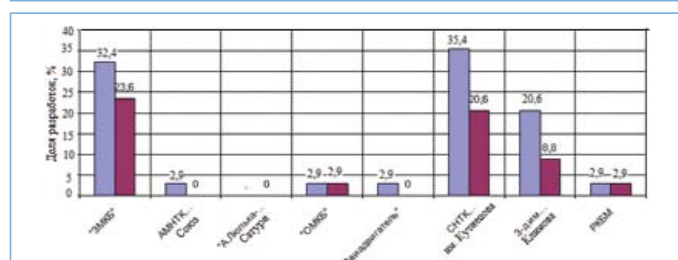


Рис. 5 Участие основных КБ в разработке ТВД и доля этих разработок, запущенных в серийное производство

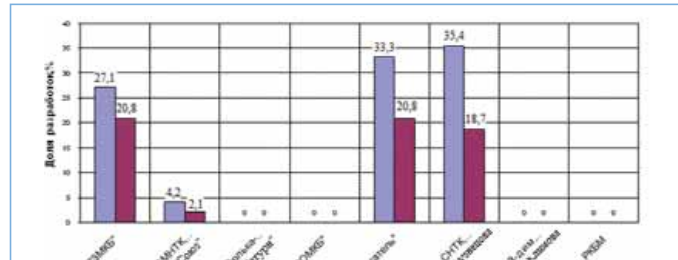


Рис. 6 Участие основных КБ в разработке ТРДД и доля этих разработок, запущенных в серийное производство

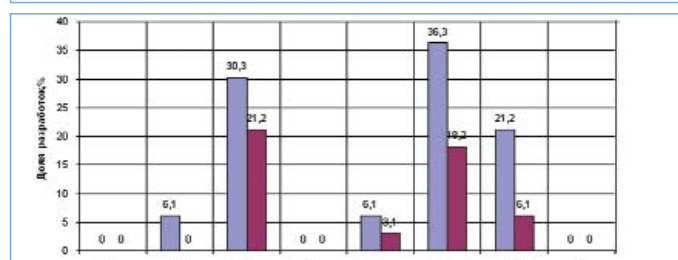


Рис. 7 Участие основных КБ в разработке ТРДДФ и доля этих разработок, запущенных в серийное производство

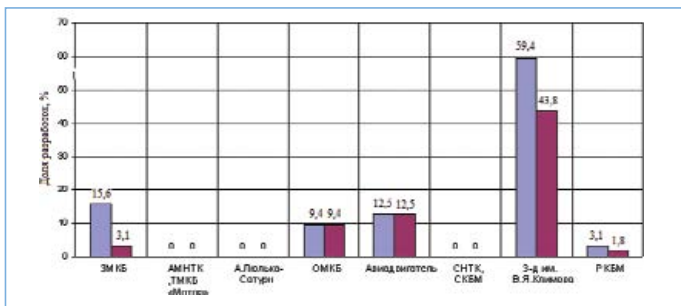


Рис. 8 Участие основных КБ в разработке ТВАД, ВСУ и доля этих разработок, запущенных в серийное производство

Анализ рисунков 1 - 8 позволяет сделать следующие выводы:

1. Ни одно отечественное конструкторское бюро не разрабатывало ГТД всех типов.

2. Из общего количества разработанных отечественных ГТД, анализируемых в настоящей работе (259 серийных и опытных двигателей), доля ТВД и ТВВД составляет 13,1 %, ТРД - 26,3 %, ТРДД - 18,5 %, ТРДФ - 17 %, ТРДДФ - 12,7 %, ТВАД и ВСУ - 12,4 %.

3. Наибольшее количество (19,3 % от общего числа опытных и серийных ГТД всех типов) было создано в ОАО "АМНТК "Союз", ФГУП "ТМКБ "Союз", ФГУП "НПП "Мотор", причем из них серийно производились 14,3 % ГТД.

4. Несмотря на то, что из всех типов ГТД наибольшее количество пришлось на ТРД, в конце 70-х гг. их разработка (кроме подъемных) практически прекратилась, поскольку появились более экономичные ТРДД. Основными разработчиками такого типа двигателей являются ОАО "АМНТК "Союз", ФГУП "ТМКБ "Союз" и ФГУП "НПП "Мотор" (28 % всех ТРД), а также ОАО "РКБМ" (22 %). ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова", осваивая немецкий опыт, разрабатывало лишь первые опытные двигатели. ГП "ЗМКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко" и ОАО "Авиадвигатель" создали по одному экспериментальному ТРД. Первый в стране стендовый ТРД (С-18) был испытан в 1945 г., а первыми серийными ТРД были РД-45 (1947 г.) и ТР-1 (1947 г.). Первый подъемный ГТД РД 36-35 был создан в 1964 г. Самым мощным ТРД в мире до сих пор является РД 36-51 (Рвзл. = 206 кН, 1978 г.).

5. Разработка ТРДФ в стране была прекращена в первой половине 70-х гг. Основные разработчики - ОАО "АМНТК "Союз", ФГУП "ТМКБ "Союз", ФГУП "НПП "Мотор" (59%), а также ОАО "А. Люлька-Сатурн" (18,2%). Первым серийным ТРДФ был ВК-1Ф (1951 г.), а первым двухкаскадным ТРДФ - Р11-300 (1960 г.). Эти двигатели способствовали появлению первых отечественных сверхзвуковых самолетов МиГ-17ПФ, а также МиГ-21 - одного из лучших в мире сверхзвуковых истребителей. Самый мощный в мире серийный ТРДФ РД-7М2 (Рвзл.ф. = 162 кН) производился с 1965 г. для самолета Ту-22К.

6. Разработка ТВД осуществлялась до середины 60-х гг., а затем была возобновлена с середины 80-х гг. В настоящее время некоторые КБ разрабатывают двигатели с редукторным приводом воздушного винта или винтовентилятора. Основной вклад в создание ТВД внесли СНТК им. Н.Д. Кузнецова (35,4 %) и ЗМКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко (32,4 %). Первые опытные ТВД в России были созданы в 1945 г. (Э3080 под руководством В.В. Уварова), в 1949 г. (ТВ-022 в ОКБ Н.Д. Кузнецова) и в 1950 г. (ВК-2 в ОКБ В.Я. Климова). Самый мощный в мире ТВД до настоящего времени НК-12 (Нвзл. = 9200 кВт) был испытан в 1952 г., а первый в стране серийный ТВД НК-12М (Нвзл. = 11 025 кВт), выпускаемый с 1954 г., до сих пор является самым мощным и экономичным ТВД в мире. Благодаря этим двигателям был создан самолет Ту-95 - основа отечественной стратегической авиации. Первый отечественный ТВД с приводом воздушного винта через редуктор от свободной турбины был создан в ОКБ в 1970 г. (ТВД-10).

Первый отечественный опытный трехконтурный двигатель НК-62 был испытан в 1982 г.

Первый демонстрационный ТВВД Д-236 был представлен в 1985 г. Испытания первого в стране ТВВД с задним расположением винтовентилятора (НК-110) были осуществлены в 1988 г. (сейчас такой проект на Западе именуется "открытый ротор"). Первым ТВВД, испытанным на полете, был Д-27 (в 1990 г. этот двигатель стал первым

в мире маршевым ТВВД на самолете Ан-70).

7. В создании ТРДД наибольшее участие принимали ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова" (35,4 %), ОАО "Авиадвигатель" (33,3 %) и ЗМКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко (27,1 %). Первый отечественный серийный двухроторный ТРДД Д-20П производился с 1960 г., а первый серийный трехроторный ТРДД с большой степенью двухконтурности Д-36 - с 1977 г. Первый в мире летавший опытный ТРДД НК-88, работающий на жидком водороде, прошел испытания в 1988 г., а НК-89, работающий на сжиженном природном газе, - в 1989 г. Самый мощный в СССР ТРДД Д-18Т (Рвзл. = 230 кН) серийно производится с 1984 г. Этот двигатель обеспечил появление самых грузоподъемных в мире самолетов (Ан-124 и Ан-225). Первый в мире опытный ТРДД со сверхвысокой степенью двухконтурности НК-93 был испытан в 1989 г.

8. ТРДДФ в основном разрабатывали ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова" (36,3 %) и ОАО "А.Люлька-Сатурн" (30,3 %). При этом первым в стране ТРДДФ был ВК-3 (1956 г.), созданный в КБ В.Я. Климова. Первым серийным ТРДДФ стал НК-144 (1964 г.). Самыми мощными в мире являются НК-25 и НК-32 (Рвзл.ф. = 245 кН). Серийное производство НК-25 осуществляется с 1977 г.

9. Основными разработчиками ТВАД в стране являются ФГУП "Завод им. В.Я. Климова" (59,4 %) и ЗМКБ (15,6 %). Первый опытный вертолетный ТВАД ТВ-2К был создан в 1953 г. Первым серийным вертолетным ТВАД был Д-25В (1958 г.) - в это время самый мощный в мире (Нвзл. = 4,05 МВт). В настоящее время самым мощным в мире является ТВАД Д-136 (Нвзл. = 10,29 МВт), который серийно производится с 1982 г. для крупнейшего в мире вертолета Ми-26.

10. Анализируя динамику разработки отечественных ГТД, по поколениям в соответствии с классификацией ЦИАМ [1] (рисунок 9), можно отметить, что в период с 1945 по 1950 гг. было создано 10,5 % всех ГТД, разработанных в стране с 1945 по 2005 г. На диаграмме заштрихованные области отражают в процентах количество серийных двигателей. На этот период приходится 6 % от общего числа серийных двигателей, т.е. количество двигателей, запущенных в серийное производство, составило 31,8 % от всех разработок, приходящийся на рассматриваемый промежуток времени. Это были двигатели I поколения.



Рис. 9 Динамика разработки отечественных ГТД

В условиях централизованного управления авиационной промышленностью путем тщательно выбранного стратегического направления развития в СССР в короткие сроки были переоснащены авиамоторные заводы и организовано производство ГТД. Двигатели I поколения (РД-10, РД-20, РД-45, РД-500, РД-45Ф, ВК-1, ВК-1А, ВК-1Ф, ТР-1 и АЛ-3), разработанные тремя конструкторскими бюро (ОКБ-500, ОКБ-165, ОКБ-117), серийно производились на семи предприятиях СССР.

При создании этих двигателей проектировщиками и изготовителями двигателей осуществлялось освоение опыта проектирования и производства новой газотурбинной техники. При этом политическая обстановка того времени требовала быстрого переоснащения авиации с поршневой на реактивную. Этим объясняется, что в выпуске одних и тех же ГТД участвовали разные предприятия.

При создании двигателей II поколения продолжают формироваться связи ОКБ - серийный завод, основанные на специали-

зации предприятий. Например, ТМКБ "Союз" и завод им. В.В. Чернышёва - специализация на создании ТРД(Ф), продолжившаяся также в производстве двигателей III и IV поколений. То же можно отнести к связям "А. Люлька-Сатурн" - ФГУП "ММПП "Салют" и ОАО "УМПО"; ОАО "РКБМ" - "Рыбинские моторы"; ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова" - "Моторостроитель"; "Завод им. В.Я. Климова" - "Мотор-Сич"; "Авиадвигатель" - "Пермские моторы"; ЗМКБ "Прогресс" - "Мотор-Сич" и другие.

Одновременно предприятия начинают специализироваться на производстве двигателей определенного типа и типоразмера. Например, ОАО "УМПО", ФГУП "ММПП "Салют" и "Тюменские моторостроители" производили главным образом ТРД(Д)Ф; "Моторостроитель" - мощные ТВД и ТРДДФ; КМПО, "Пермские моторы" и "Мотор-Сич" - ТРДД для пассажирских и транспортных самолетов; ФГУП "ОМП им. П.И. Баранова" и "Мотор-Сич" - ТВД для вертолетов и т.д.

Анализируя количество выпущенных двигателей, их параметры и время производства, можно сделать вывод о развитой технологической базе предприятий, их устойчивых связях с разработчиками, широком использовании опыта и традиций при создании отечественных ГТД.

Проведенный анализ деятельности предприятий авиамоторной промышленности показал, что в настоящее время необходима мощная научно-техническая база для создания современной методологии разработки конкурентоспособных двигателей, направленная на сокращение суммарных затрат и сроков разработки авиадвигателей [2, 3]. Этому способствует также и тот факт, что стоимость создания новых двигателей постоянно растет. Например, сейчас для подготовки к серийному производству двигателя пятого поколения АЛ-41Ф требуется как минимум один млрд долларов [4]. Добиться снижения этих затрат можно за счет объединения усилий нескольких предприятий.

При интеграции предприятий прежде всего укрупняются их материальные, энергетические и интеллектуальные ресурсы. Это позволит использовать их наиболее рационально.

Разумеется, для успешной деятельности этих предприятий, необходимо научное обеспечение такими федеральными государственными научными центрами, как ЦИАМ им. П.И. Баранова, НИИ ЦИАМ, НИИД, ВИАМ и другими, проводящими перспективные исследования, разрабатывающими стратегию развития двигателестроения и создающими научно-технический задел. Кроме этого, необходимо наличие в вузах системы подготовки специалистов, владеющих современными средствами и методами создания, хорошо знающих историю развития конструкций и технологий ГТД.

При этом необходима взаимная интеграция вузов и авиадвигательных предприятий, способствующая обеспечению преемственности поколений, как в высшей школе, так и в конструкторско-производственной среде, а также повышению квалификации и переподготовке кадров [5].

Совместные проекты предприятий и ОКБ России и других стран СНГ позволят не только укрепить конкурентную позицию и

увеличить доли рынка, разделить затраты по программам (разработки, запуска серийного производства, продажи, послепродажного сервиса), но также разделить промышленные риски в случае, если рынок окажется более слабым, чем предполагалось; объединить компетентность во многих областях и специальное оборудование, тем самым создать мощные организации, способные обслуживать многих потребителей и развивать стратегические связи на долгий срок. Это также будет способствовать созданию на базе авиационных ГТД серии промышленных газотурбинных установок различного назначения.

Современный международный опыт подтверждает правильность концепции создания таких проектов. Например, крупнейшие, ранее конкурирующие фирмы Pratt and Whitney и General Electric совместно разработали двигатель GP 7000. Двигатели семейства CFM56 создаются общими усилиями фирм General Electric и SNECMA; все авиационные и ракетные фирмы Германии объединены в единый концерн.

Литература:

1. Швец, Л.И. Двигатели для дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов // Научный вклад в создание авиационных двигателей. Кн.1. - М., 2001. С. 96 - 126.
2. Скибин В.А., Солонин В.И., Цховребов М.М. Научно-технический потенциал и развитие авиадвигателестроения // Полет. 2001. № 5. С. 6-12.
3. Палкин В.А. Конструктивные особенности перспективных двигателей. Конверсия в машиностроении. 2006. №4. С. 21- 26, 2006. №5. С. 5-16.
4. Скибин В.А., Солонин В.И., Сосунов В.А. В новый век - с новыми идеями и целями // Научный вклад в создание авиационных двигателей. Кн. 1. - М., 2001. - С. 14-46.
5. Матвеев А.М., Хохулин В.С. Разработка новых принципов интеграции аэрокосмических предприятий и учебных заведений // Полет, 2003. № 10. С.15-17.

Связь с автором: zrellov07@mail.ru, +79276023007



PD-14 на Форуме Двигателестроения 2014

ИНФОРМАЦИЯ

НА ПЕРМСКОМ МОТОРНОМ ЗАВОДЕ ТЕПЕРЬ БУДУТ УЧИТЬ ПО-НОВОМУ

В конце апреля в Учебном центре Пермского моторного завода был открыт макетный класс для проведения теоретических и практических занятий по обслуживанию газотурбинных двигателей наземного применения мощностью от 2,5 Мвт до 25 Мвт.

До недавнего времени здесь функционировали классы теоретического обучения по наземным и авиационным двигателям, а также макетный класс для практического обучения специалистов по обслуживанию авиадвигателя ПС-90А.

Новый класс оснащен макетом газо-

турбинной установки мощностью 4 МВт, а также целым комплексом наглядных пособий и образцов деталей данного двигателя.

В распоряжении обучающихся и эксплуатационно-техническая документация (руководства по эксплуатации двигателя, бюллетени и эксплуатационно-технические методики), и специальная борт-сумка со всеми необходимыми инструментами для работы.

По словам управляющего директора ОАО "ПМЗ" Сергея Попова, развитие учебного центра в "наземном" направлении будет способствовать повышению профес-

сионального уровня специалистов Пермского моторного завода в эксплуатирующих организациях, налаживанию грамотной и четкой системы обслуживания пермских двигателей на объектах заказчиков.

Сергей Попов отметил, что при общении с руководителями компаний-заказчиков постоянно слышит, что пермские ПТУ отличает качество и надежность, а это значит, что из года в год заказы на наземную технику будут расти.

ОАО "Пермский моторный завод"

ОСНОВНЫЕ ДОСТИЖЕНИЯ В РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ МАЛОЙ ТЯГИ РАЗРАБОТКИ КОНСТРУКТОРСКОГО БЮРО ХИМИЧЕСКОГО МАШИНОСТРОЕНИЯ ИМ. А.М. ИСАЕВА

Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева - филиал ФГУП "ГКНПЦ им. М.В. Хруничева":
Юрий Иванович Агеенко, главный конструктор направления по ЖРДМТ, к.т.н.
Игорь Геннадьевич Панин, генеральный директор
Иван Вячеславович Пегин, зам. начальника отдела по ЖРДМТ
Игорь Александрович Смирнов, генеральный конструктор, к.ф.-м.н.

Приводятся сведения о разработанных в КБхиммаш им. А.М. Исаева двухкомпонентных и однокомпонентных ракетных двигателях тягой от 25 до 400 Н. Отмечены высокие характеристики этих двигателей.

Contains information about bicomponent and one-component of rocket engines thrust from 25 to 400 newtons, that have been developed in Design Bureau Chemical Machinery behalf A.M. Isaev. Obtained high characteristics of these engines.

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги (ЖРДМТ); удельный импульс; гидразин; коэффициент соотношения компонентов; камера сгорания.

Keywords: liquid propellant rocket engine of small thrust (LPRE); specific impulse; hydrazine; ratio of components; combustion chamber.

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) применяются в качестве исполнительных органов системы управления для ориентации, стабилизации и коррекции космических летательных аппаратов, а также для обеспечения запуска маршевого двигателя в разгонных блоках различных ракет носителей. Исходя из назначения, требования к ЖРДМТ непрерывно возрастают. Это и срок активного существования до 15 лет и более; большие ресурсы как по суммарному времени работы (до 50 000 с и более), так и по суммарному количеству включений (более 10^6); многорежимность, работа как в непрерывном, так и большом наборе импульсных режимов с допущением любого сочетания времен включений и пауз; быстроедействие с минимальным временем включения 0,03 с и менее и такими же паузами; высокая надежность с обеспечением приемлемого теплового состояния двигателя как при его работе в непрерывном и импульсном режимах, так и в период длительного "молчания". При этом требуется повышение энергетической эффективности, выраженной в повышении удельного импульса ($J_{уд} > 300$ с) с одновременным обеспечением большого запаса по температурам элементов двигателя.

Выполнение перечисленных требований вызывает большие трудности, связанные с малым расходом топлива, малым числом форсунок, и, следовательно, организацией эффективного жидкофазного смешения компонентов и обеспечения высокой полноты сгорания топлива, организацией охлаждения камеры сгорания и форсуночной головки и т.д.

Для выполнения указанных выше требований в КБхиммаш им. А.М. Исаева разработан смесительный элемент ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой жидкофазного смешения компонентов АТ и НДМГ на внутренней стенке камеры сгорания, схема которого приведена на рис. 1.

Окислитель через струйные форсунки 1 попадает на конический дефлектор 2 преобразуясь на нем в первичную пленку 5, стекающую с кромки дефлектора на внутреннюю стенку камеры сгорания 3, преобразуясь на ней во вторичную пленку 6, которая течет по стенке камеры до места встречи с пленкой горючего от факела распыла 7 центробежной форсунки 4, соосной с камерой сгорания. От места встречи пленки окислителя и горючего продолжают течь по стенке камеры сгорания одновременно проникая друг в друга и осуществляя жидкофазное смешение с образованием продуктов преобразования самовоспламеняющегося топлива АТ и НДМГ. Таким образом, практически все топливо попадает на внутреннюю стенку камеры сгорания, участвуя в ее охлаждении и снятии значительной части теплового потока, направленного по стенке камеры сгорания от критического сечения в сторону форсуночной головки.

С начала 90-х годов прошлого века КБхиммаш им А.М. Исаева совместно с Самарским государственным аэрокосмическим университетом (СГАУ) им. академика С.П. Королева провели большой объем исследовательских работ [1], на основании которых в КБхиммаш создана методика расчетов и проектирования ЖРДМТ с указанной схемой смесеобразования.

Используя данную методику в КБхиммаш им. А.М. Исаева разработан параметрический ряд ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200 и 400 Н (рис. 2). В этих двигателях используется дефлекторно-центробежная схема смесеобразования, что обеспечивает высокую энергетическую эффективность.

Преимущество этих ЖРДМТ (с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования) представлены на рис. 2, 3, 4, и табл. 1 и 2. В табл. 1 и 2 представлены характеристики ЖРДМТ разработки российских и зарубежных предприятий [1, 2, 6, 7, 8, 9]. Для корректности сравнения удельный импульс российских ЖРДМТ приведен к одной и той же (как и у зарубежных ЖРДМТ) геометрической степени расширения сопла $F = 150$ с учетом энергетической добавки компонентов АТ+ММГ и с учетом коэффициента со-

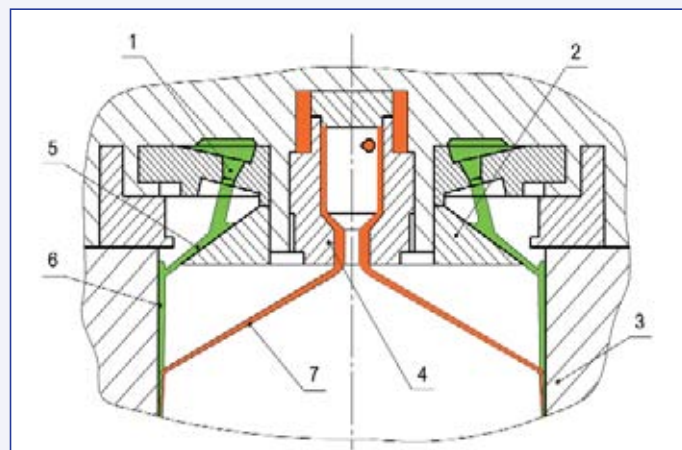


Рис. 1 Дефлекторно-центробежный смесительный элемент форсуночной головки: 1 - струйная форсунка окислителя; 2 - конический дефлектор; 3 - стенка камеры сгорания; 4 - центробежная форсунка; 5 - первичная пленка окислителя; 6 - вторичная пленка окислителя; 7 - факел распыла центробежной форсунки



Рис. 2 ЖРДМТ разработки КБхимаш с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования:
 1 - С5.142, тяга 25 Н (Jуд = 286 с);
 2 - С5.145, тяга 50 Н (Jуд = 305 с);
 3 - С5.144, тяга 100 Н (Jуд = 304 с);
 4 - С5.146, тяга 200 Н (Jуд = 307 с);
 5 - С5.165.00-0, тяга 400 Н (Jуд = 312 с)

отношения компонентов 1,65 (вместо 1,85 для АТ+НДМГ). Приведенные значения удельного импульса обозначены (*). Как видно, показатели ЖРДМТ разработки КБхимаш не хуже зарубежных.

Распределение температур по элементам двигателей тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н при их огневых испытаниях представлено на рис. 3 [1, 2]. Как видно, имеется большой запас по температурам. Максимальная температура стенки камеры сгорания находится на уровне 1200 °С, что обеспечивается с большим запасом - 600 °С (допустимая температура материала камеры - ниобиевого сплава с дисилицидным покрытием молибдена MoSi₂ - 1800 °С).

Необходимо отметить, что, несмотря на значительное различие в уровне тяги (диапазон 25...400 Н), точки значений температур элементов двигателей расположены кучно - это подчеркивает преимущество дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования этих двигателей.

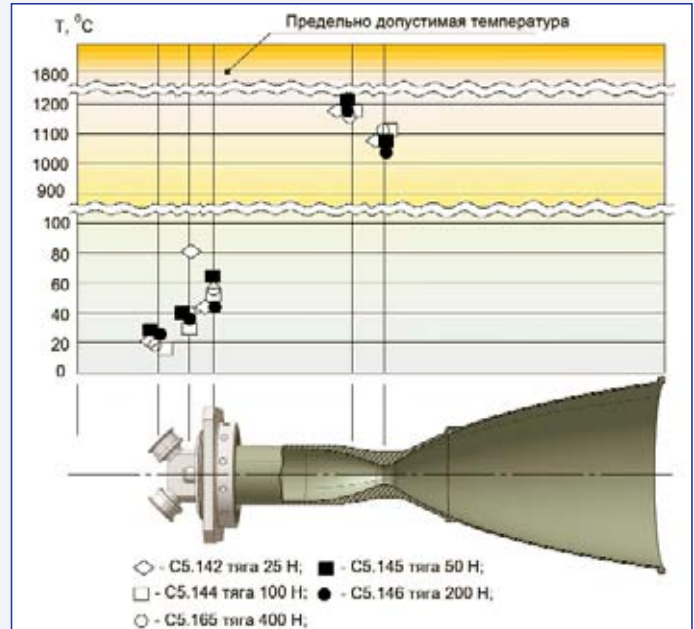


Рис. 3 Распределение температур по элементам ЖРДМТ при огневых испытаниях

Необходимо также отметить, что температура форсуночной головки ЖРДМТ С5.142.00-0, тягой 25 Н, значительно выше - 80 °С. Это объясняется тем, что для обеспечения приемлемого теплового состояния при длительных паузах между включениями (обеспечение незамерзания компонентов топлива) на форсуночную головку двигателя установлен электронагреватель мощностью 2,5 Вт, который, чтобы не усложнять систему управления космического корабля, включается на Земле перед запуском ракеты-носителя и не отключается в течение всей эксплуатации двигателя. Это было сделано по просьбе РКК "Энергия", когда двигатель С5.142.00-0, как более современный, заменил в пилотируемом

Таблица 1

Сравнительные характеристики двухкомпонентных ЖРДМТ тягой от 10 Н до 129 Н								
Компания-разработчик	DASA (Daimler Chrysler Aerospace)	EADS (Airbus Defence & Space)	Kaiser Marquard (Boeing)	НИИмаш	НИИмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш
Индекс ЖРДМТ	S10/1	22N (for ESA's ATV)	R-1E-3	11Д428 А-16	11Д457Ф	С5.142	С5.144	С5.145
Тяга, Н	10	22	110	129	54	25	100	50
Удельный импульс, с	287 (289)*	290	281 (291)*	290 (307)*	294 (310)*	286 (303)*	304 (312)*	305 (310)*
Топливо	ММГ+МОН	ММГ+МОН	ММГ+АТ	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*
Соотношение компонентов	1,65	1,65	1,65	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*
Время включения, с	-	-	-	0,03...2000	0,03...2000	0,03...4000	0,03...4000	0,03...4000
Степень расширения сопла	90 (150)*	150	40 (150)*	56 (150)*	52 (150)*	45 (150)*	100 (150)*	200 (150)*
Длина, мм	138 (188)*	212	100 (120)*	389 (370)*	257 (308)*	189 (256)*	342 (400)*	280 (256)*
Масса, кг	0,35 (0,42)*	0,65	1,6 (1,9)*	1,5 (1,8)*	1,3 (1,4)*	0,9 (1,0)*	1,6 (1,9)*	1,2 (1,1)*

Таблица 2

Сравнительные характеристики двухкомпонентных ЖРДМТ тягой от 200 Н до 555 Н							
Компания-разработчик	EADS (Airbus Defence & Space)	EADS (Airbus Defence & Space)	Kaiser Marquard (Boeing)	Royal Ordnance (Lockheed Martin)	НИИмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш
Индекс ЖРДМТ	200N (for ESA's ATV)	S400-12	R-4D	LEROS 2R	11Д458М	С5.146	С5.165
Тяга, Н	216	420	490	555	392	200	392
Удельный импульс, с	270	318 (316)*	312	316	302 (310)*	307 (315)*	312 (320)*
Топливо	ММГ+АТ или (МОН)	ММГ+АТ или (МОН)	ММГ+АТ	ММГ+АТ	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*
Соотношение компонентов	1,65	1,65	1,65	1,65	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*
Время включения, с	0,05...1500	-	-	-	0,05...1000	0,03...4000	0,05...4000
Степень расширения сопла	-	220 (150)*	164	150	100 (150)*	100 (150)*	100 (150)*
Длина, мм	-	503 (390)*	554,1	710	470 (575)*	420 (500)*	485 (590)*
Масса, кг	-	3,6 (2,9)*	3,63	3,77	3 (3,7)*	1,7 (2,1)*	2,7 (3,4)*

космическом корабле "Союз-Т" ЖРДМТ 11Д427М, который был оснащён жидкостной системой терморегулирования (СТР) для предотвращения замерзания компонентов топлива. В 2011 г. в НИЦ КЭ СГАУ была подтверждена работоспособность модификации этого двигателя (С5.142А) в применении для разгонного блока перспективной ракеты-носителя в следующих тяжёлых условиях: двигатель должен устанавливаться с большим термосопротивлением, при этом электронагреватель головки двигателя должен не отключаться в период всей эксплуатации в условиях воздействия значительного теплового потока от маршевого двигателя [3]. Таким образом, подтверждено существенное преимущество дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования, по которой выполнены ЖРДМТ С5.142, тягой 25 Н; С5.145, тягой 50 Н; С5.144, тягой 100 Н; С5.146, тягой 200 Н и С5.165, тягой 400 Н - обеспечение высокой энергетической эффективности, выраженной высоким удельным импульсом (300 с и более) с одновременным обеспечением большого запаса по температурам элементов двигателя. При этом двигатели могут устанавливаться в объект с большим термосопротивлением и не требуют для себя системы СТР, что значительно уменьшает энерго-массовые затраты по объекту и упрощает систему управления их работы. Преимущество дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования продемонстрировано и на рис. 4.

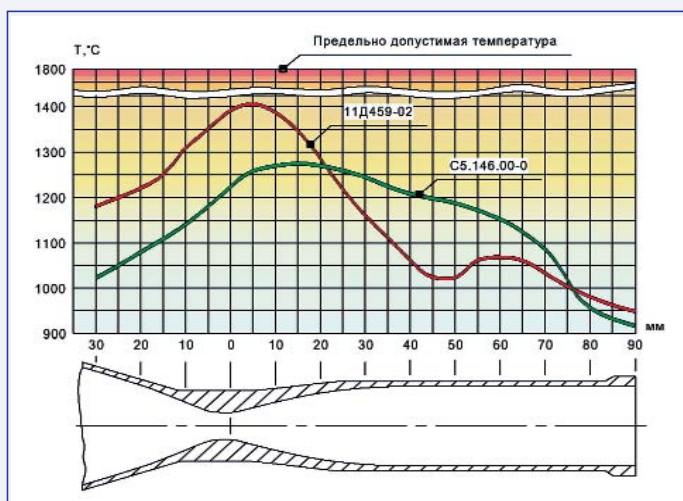


Рис. 4 Сравнительное распределение температуры по наружной поверхности камеры сгорания ЖРДМТ тягой 200 Н С5.146.00-0 (КБХиммаш) и 11Д459-02 (НИИМаш)

Представлены результаты испытаний двигателей 11Д459-02 и С5.146, проведенные на одном и том же стенде, в одних и тех же условиях и с одними и теми же средствами измерения. При одинаковом уровне удельного импульса температура стенки камеры сгорания двигателя 11Д459-02 на 170 °С выше, чем у двигателя С5.146 [4], а это очень существенно, особенно при уровне температур выше 1400 °С.

Таким образом, в КБХиммаш им. А.М. Исаева разработан параметрический ряд двухкомпонентных ЖРДМТ на АТ+НДМГ тягой 25, 50, 100, 200 и 400 Н обеспечивающих высокие энергомассовые характеристики с высокой степенью надёжности, обусловленной обеспечением большого запаса по температурам элементов двигателей.



Рис. 5 Однокомпонентные ЖРДМТ разработки КБХиммаш:
1 - С5.221, тяга 50 Н (Иуд = 230 с);
2 - С5.216, тяга 10 Н (Иуд = 230 с);
3 - 255У.208, тяга 5 Н (Иуд = 230 с);
4 - 19А6 тяга 25 Н (Иуд = 234 с)

Применение этих двигателей в различных космических объектах позволяет значительно уменьшить их энергомассовые характеристики из-за возможности установки двигателей с большим термосопротивлением и отсутствием жидкостной системы СТР, а также значительно упростить систему управления.

Наряду с двухкомпонентными ЖРДМТ в КБХиммаш разработан целый ряд однокомпонентных ЖРДМТ основанных на принципе каталитического и термокаталитического разложения гидразина. Одним из важнейших преимуществ однокомпонентных гидразиновых двигателей является радиопрозрачный факел продуктов разложения, истекающий из сопла.

Двигатели термокаталитического разложения гидразина:

- ♦ С5.217, тяга 5 Н - успешно эксплуатировался на космических аппаратах "Глонасс" и других в качестве корректирующего двигателя, доставляющего аппарат на геостационарную орбиту;
- ♦ 255У.208, тяга 5 Н - успешно использовался на аппарате "Экран" и других;
- ♦ 19А6, тяга 25 Н - успешно использовался на спутнике "Купон" и других.

Двигателям термокаталитического разложения гидразина присуще стабильное (без колебаний) поддержание значения тяги в течение всего времени работы. В состав двигателя входят электронагреватели, которые обеспечивают необходимую температуру запуска перед включением двигателя в сеансе.

Двигатели каталитического разложения гидразина: С5.216, тягой 10 Н и С5.221, тягой 50 Н успешно эксплуатировались на аппаратах "Фобос-1" и "Фобос-2". На этих аппаратах было установлено 24 двигателя С5.221 и 4 двигателя С5.216.

В настоящее время двигатель С5.221 широко используется в разгонном блоке "Фрегат". В 42-х "Фрегатах" 504 двигателя успешно отработали без единого замечания. Это один из самых надёжных ЖРДМТ.

Основные характеристики однокомпонентных гидразиновых двигателей разработки КБХиммаш и иностранных двигателей приведены в таблице 3 [5, 9].

КБХиммаш им. А.М. Исаева в последнее время занимается разработкой экспериментальных ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на экологически чистых газообразных компонентах топлива

Сравнительные характеристики однокомпонентных ЖРДМТ тягой от 5 Н до 50 Н

Компания-разработчик	DASA (Daimler Chrysler Aerospace)	EADS (Airbus Defence & Space)	КБ Химмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш
Индекс ЖРДМТ	СНТ 5	HE-5	255У.208	С5.217	19А6	С5.216	С5.221
Тяга, Н	5	24	5	5	25	10	50
Удельный импульс, с	228	230	230	231	234	230	230
Мощность нагревателя, Вт	5	-	80	100	70	40	20
Масса, кг	0,22	-	0,9	1,2	1,3	0,6	1,1

Таблица 3

Таблица 4

Характеристики экспериментальных РДМТ тягой 25 и 100 Н на газобразных компонентах топлива кислород и водород		
Индекс РДМТ	С7.10.1225	С7.10.1230
Тяга, Н	25	100
Удельный импульс, с	380	390
Соотношение компонентов	3,75	3,75
Время выхода на режим, с	0,027	0,03
Масса (без агрегата зажигания), кг	1,3	2

кислород и водород. Проведены огневые испытания экспериментальных РДМТ тягой 25 и 100 Н, получен довольно высокий удельный импульс, а также хорошие динамические характеристики. Основные характеристики этих двигателей приведены в табл. 4. □

Литература

1. Агеенко Ю.И. Исследование параметров смесеобразования в жидкостных ракетных двигателях малой тяги со струйно-центробежной схемой смешения компонентов топлива на стенке камеры сгорания // Космонавтика и ракетостроение № 4 (57), Королев Мос. обл., ЦНИИМАШ, 2009. С. 170 - 176.
2. Агеенко Ю.И., Пегин И.В., Шаламов Е.А., Ильин Р.В. Экспериментальное исследование возможности повышения эффективности жидкостного ракетного двигателя тягой 400 Н с дефлекторно-центробежной схемой смешения // Вестник Московского авиационного института. - 2013. - № 1, том 20. С. 71 ... 78.
3. Агеенко Ю.И., Гальперин Р.Н., Ивашин Ю.С., Нигодюк В.Е., Рыжков В.В., Сулинов А.В. Исследование влияния теплового потока от маршевого ЖРД на параметры управляющих ЖРДМТ в условиях двигательной установки перспективного разгонного блока // Вестник СГАУ.- 2012. - № 3 (34). 4.3. - С. 251 ... 259.
4. Агеенко Ю.И., Борисенко А.А., Дерягин Ю.А., Муркин В.А.,

Цуканов В.М. и др. Отчет о сравнительных испытаниях двигателей С5.146.00К-0 № 5 и 11Д459-02 № 4 (второй этап сравнительных испытаний). ФГУП КБхиммаш им. А.М. Исаева, 2000.

5. Агеенко Ю.И. Однокомпонентные и двухкомпонентные ЖРДМТ нового поколения для малых спутников // I международная конференция - выставка "Малые спутники, новые технологии, достижения, проблемы и перспективы международного сотрудничества в новом тысячелетии". Королев, Мос. обл., ЦНИИМАШ, 16-го ноября 1998. Секция VIII. Двигательные установки.
6. Козлов А.А., Воробьев А.Г., Боровик И.Н. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги // М. Изд-во МАИ, 2013. 208 с.
7. Официальный сайт ФГУП "НИИмаш". [Электронный ресурс]. Двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги 11Д428А-16. URL: <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/7-11428-16> (дата обращения: 04.02.2013). Двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги 11Д458М. <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/12-114582> (дата обращения: 04.02.2013).
8. Официальный сайт Airbus Defence & Space. [Электронный ресурс]. 400 N Bipropellant Apogee Motors. URL: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacescraft-propulsion/apogee-motors/400n-apogee-motor.html> (дата обращения: 04.02.2013). 22 N Bipropellant thrusters. URL: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacescraft-propulsion/bipropellant-thrusters/22n-thruster.html> (дата обращения: 04.02.2013). 200N Bipropellant Thrusters for ESA's ATV. URL: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacescraft-propulsion/bipropellant-thrusters/220n-atv-thrusters.html> (дата обращения: 04.02.2013).
9. Официальный сайт Делфтского технического университета. [Электронный ресурс]. Faculteit of Aerospace Engineering. Liquid rocket systems. URL: <http://www.lr.tudelft.nl/index.pdf?id=26229&L=1> (дата обращения: 04.02.2013).

Связь с автором: kbhimmash@korolev-net.ru

**10-й ЮБИЛЕЙНЫЙ МОСКОВСКИЙ МЕЖДУНАРОДНЫЙ ФОРУМ
ТОЧНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ –
ОСНОВА КАЧЕСТВА И БЕЗОПАСНОСТИ**

20–22 мая '2014
Москва
ВВЦ №57

СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ
ВЫСТАВКИ

MetrolExpo

Control&Diagnostic

ResMetering

LabEquipment

AutomaticSystem



СИМПОЗИУМ
**«ТОЧНОСТЬ. КАЧЕСТВО.
БЕЗОПАСНОСТЬ»**

ДИРЕКЦИЯ ФОРУМА

129223, Москва, а/я 35, ул. Сельскохозяйственная д. 35, стр. 182
Тел./Факс: +7 (495) 937-40-23 (многоканальный)

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

ОРГАНИЗАТОР

Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии

СОДЕЙСТВИЕ

Аппарат Правительства Российской Федерации

МЕЖДУНАРОДНЫЕ ПАРТНЕРЫ

The International Bureau of Weight and Measures (BIPM)
International Organization of Legal Metrology (OIML)
The International Committee for Non-Destructive Testing (ICNDT)

С УЧАСТИЕМ

Минпромторг России, Минэнерго России, Российская академия наук, МВД России, Роскосмос, Ростехнадзор, Росздравнадзор, Фонд «Сколково», ГК «Росатом», ГК «Ростехнологии», ОАО «РОСНАНО», ОАО «РЖД», Торгово-промышленная палата РФ, Союз машиностроителей России, более 350 компаний из 11 стран мира

ЭКСПЕРТНАЯ КОМИССИЯ

ФБУ «Ростест-Москва»

УСТРОИТЕЛЬ И ВЫСТАВОЧНЫЙ ОПЕРАТОР

Компания «Вэстстрой Экспо»

ПРОГРАММА ФОРУМА

10-я Международная выставка средств измерений, испытательного оборудования и метрологического обеспечения **«METROLEXPO-2014»**

3-я Специализированная выставка средств неразрушающего контроля, технической диагностики, КИП и А **«CONTROL&DIAGNOSTIC-2014»**

3-я специализированная выставка коммерческого и технологического учета энергоресурсов **«RESMETERING-2014»**

2-я Специализированная выставка лабораторного оборудования **«LABEQUIPMENT-2014»**

2-я Специализированная выставка автоматизированных систем управления технологическими процессами **«AUTOMATICSYSTEM-2014»**

Московский Международный симпозиум **«ТОЧНОСТЬ. КАЧЕСТВО. БЕЗОПАСНОСТЬ»**, в рамках которого состоится Всероссийское совещание метрологов по вопросам нормативно-правового регулирования Всероссийская выставочно-конкурсная программа **«ЗА ЕДИНСТВО ИЗМЕРЕНИЙ»**

Стратегический партнер
форума



Генеральный партнер
симпозиума



РОСМА

Генеральный партнер
выставки



ФИЗТЕХ

85 ЛЕТ В РАКЕТНОЙ ТЕХНИКЕ

(К 85-ЛЕТИЮ ОАО "НПО ЭНЕРГОМАШ ИМЕНИ АКАДЕМИКА В.П. ГЛУШКО")

ОАО "НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко":

Вячеслав Фёдорович Рахманин,

главный специалист, к.т.н., лауреат Государственной премии СССР

Владимир Константинович Чванов,

первый заместитель исполнительного директора,

главный конструктор, д.т.н., лауреат Государственных премий СССР и РФ

Открытое акционерное общество ОАО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко" 15 мая 2014 г. отмечает 85 лет работы в области создания жидкостных ракетных двигателей. Начало было положено В.П. Глушко в стенах Газодинамической лаборатории в Ленинграде. В последующие годы менялись места расположения нашего предприятия, его ведомственная подчиненность, но неизменной оставалась основная тематика - разработка жидкостных ракетных двигателей.

Под руководством и при непосредственном участии В.П. Глушко в начале 30-х годов был разработан первый в нашей стране ОРМ-1 (опытный ракетный мотор) и проведены первые стендовые огневые испытания этого ЖРД. Параллельно с разработкой последовательного ряда ОРМ под руководством В.П. Глушко широким фронтом велись исследовательские работы: выбирались эффективные

компоненты топлива, конструкционные материалы, оптимальная форма сопла, конструкция элементов подачи топлива и схема смешения. После организации в октябре 1933 г. в Москве РНИИ, В.П. Глушко возглавляет в этом институте подразделение по разработке ЖРД и в 1936 г. разрабатывает ОРМ-65, ставший в тот период времени лучшим в мире ЖРД.

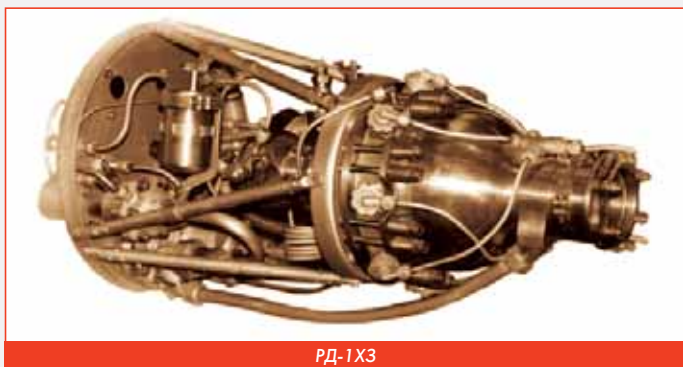
В суровые годы Великой Отечественной войны В.П. Глушко возглавляет конструкторское бюро в ОКБ-16 4-го Спецотдела НКВД в г. Казани. Коллектив конструкторов и испытателей разрабатывает ЖРД



Один из первых ОРМ

РД-1 и его модификацию РД-1ХЗ, которые предназначались для ускорения полета поршневых боевых самолетов Пе-2, Як-3, Ла-7, Су-7. Двигатели РД-1 и РД-1ХЗ в 1944-1945 годах изготавливались малыми партиями, однако применение ЖРД в авиации дальнейшего развития не получило. На смену поршневым моторам пришли ВРД, как наиболее пригодные среди реактивных двигателей для полетов в земной атмосфере.

Областью применения ЖРД стали жидкостные ракеты, вначале боевые дальнего действия, а затем и космического назначения. Начало промышленному производству отечественных жидкостных ракет было положено выпуском постановления Совета Министров СССР от 13 мая 1946 г.



РД-1ХЗ

В развитие этого постановления в подмосковном городе Химки в июле 1946 г. было организовано ОКБ-456 во главе с главным конструктором В.П. Глушко. Основу коллектива этого ОКБ составили конструкторы и испытатели ОКБ-РД, ранее функционировавшего в г. Казани. Начав свою работу по воспроизводству немецкого ЖРД ракеты А-4 (Фау-2), ОКБ-456 в короткий срок стало крупнейшим в стране предприятием по разработке маршевых ЖРД для боевых ракет дальнего действия и космических ракет-носителей.

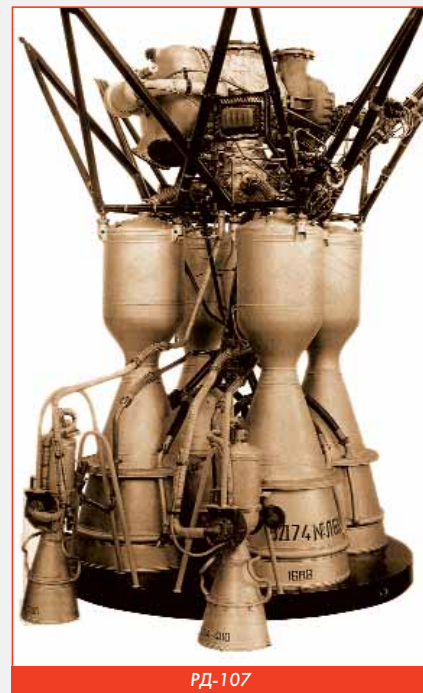
Фундаментальная конструкторская школа, созданная академиком В.П. Глушко, позволила добиться уникальных результатов в области создания мощных высоконадежных ЖРД, рабочие характеристики которых значительно опережали аналогичные в разработках других стран.

Начиная с 1948 г., в ОКБ-456 (затем КБ ЭМ, НПО "Энергомаш") были разработаны двигатели, использованные при эксплуатации боевых ракет: Р-1, Р-2, Р-5(М), Р-7, Р-9, Р-12, Р-14, Р-16, семейства Р-36, Р-36М, МР-УР-100, Р-36М2, а также космических ракет-носителей:

"Спутник", "Восток", "Восход", "Молния", "Союз", "Союз-ФГ", "Космос-2", "Космос-3М", семейство РН "Протон", "Циклон-2", "Циклон-3", "Зенит", "Зенит-3SL", "Энергия", "Atlas", "Днепр", KSLV-1, "Ангара". Всего было изготовлено около 18 тысяч экземпляров двигателей, разработанных в НПО "Энергомаш". Около пяти тысяч из них использовано для отработки элементов конструкции и рабочих характеристик. 13 тысяч ЖРД успешно отработали в составе первых и вторых ступеней космических ракет. Это значительно больше, чем у какой-либо другой фирмы в мире по разработке и изготовлению ЖРД.

В середине 90-х годов прошлого века НПО "Энергомаш" с разрешения Президента и Правительства РФ вышло на международный рынок космической техники. В начале 1996 г. проект двухкамерного двигателя РД180, предложенный НПО "Энергомаш" при поддержке американской фирмы Pratt&Whitney, был признан победителем конкурса на разработку и поставку двигателей для первой ступени модернизируемой РН Atlas американской компании Lockheed Martin.

Двигатель РД180 был создан в сложных экономических условиях 90-х годов в рекордно короткие сроки. Первый полет американской РН Atlas с двигателем РД180 состоялся 24 мая 2000 года. 10 апреля 2014 г. состоялся 51-й успешный пуск ракет серии "Атлас", что является убедительным статистическим подтверждением высокой надежности двигателя РД180. Это уникальный пример использования американскими компаниями российской высокотехно-



РД-107



RD-180

гичной и наукоемкой продукции.

В настоящее время НПО "Энергомаш" завершило стендовую отработку кислородно-керосинового двигателя РД191 для отечественного семейства космических ракет "Ангара". Прототип двигателя РД191 был использован Республикой Корея в качестве двигательной установки первой ступени ракеты-носителя KSLV-1, в составе которой он прошел три пуска без замечаний к его работе.

В творческом "портфеле" НПО "Энергомаш" имеется последовательный ряд кислородно-керосиновых двигателей в диапазоне тяг от 80 тс до 1000 тс, что позволяет обеспечить двигателем любую проектируемую ракету-носитель от легкого до сверхтяжелого классов. Этот ряд двигателей обеспечивает максимально возможную унификацию технических решений, материалов, производственных процессов и высоких эксплуатационных качеств, что позволяет совершенствовать конструкцию двигателей, минимизировать издержки и обеспечивать высокую надежность. НПО "Энергомаш" сохраняет свое лидерство в области ракетного двигателестроения.

Особый интерес у специалистов аэрокосмической промышленности всего мира вызывают проекты двухрежимного трехкомпонентного ЖРД. НПО "Энергомаш" провело огневые экспериментальные испытания такого ЖРД, которые доказали принципиальную возможность создания нового поколения ЖРД.

Другие исследования, проводимые в НПО "Энергомаш", показывают ощутимое повышение энергетической эффективности при использовании модифицированных компонентов ракетного топлива с улучшенной реологией. Эффективность применения полимерной присадки подтверждена огневыми испытаниями двигателей различного типа.

Новым направлением перспективных исследований в НПО "Энергомаш" стала работа по оценке возможности использования принципа детонационного горения в камере ракетного двигателя. По расчетам это может увеличить удельный импульс тяги ЖРД на 7...10 %. В рамках программ Фонда перспективных разработок формируется кооперация научных, конструкторских и производственных организаций и предприятий для решения этой перспективной проблемы.

Одновременно с проведением научно-исследовательских работ, НПО "Энергомаш" уделяет серьезное внимание повышению эффективности производственной базы. В 2011 г. вышла программа технического перевооружения производства, положившая на-

чало активной модернизации всей инженерно-технической инфраструктуры. Предприятие планомерно осуществляет переход на новые технологии, которые обеспечат снижение трудоемкости и сокращение циклов изготовления продукции. Реализация этой программы потребует изменения структуры производства, исходя из принципов управленческой и технологической целесообразности, внутренней логистики предприятия.

Техническое перевооружение предприятия осуществляется путем создания парка высокопроизводительного и уникального оборудования последних поколений. За последние годы приобретено свыше 170 единиц современного оборудования на сумму свыше 500 млн рублей.

Большое внимание в НПО "Энергомаш" уделяется обеспечению качества выпускаемой продукции. С этой целью задействована современная сертификационная система менеджмента качества, внедряется система контроля качества на основе современных IT-технологий.

Осуществление упомянутых проектов, проведение исследовательских работ, эксплуатация высокопроизводительного оборудования невозможно без высокопрофессионального кадрового состава. Лозунг 30-х годов "Кадры решают все!" актуален и в наше время. Обеспечение смены поколений, повышение уровня профессиональной подготовки специалистов предприятия - одно из важнейших направлений деятельности руководства НПО "Энергомаш". В рамках действующих договоров о сотрудничестве с ведущими аэрокосмическими ВУЗами страны НПО "Энергомаш" предоставляет для обучения студентов старших курсов свою богатую конструкторскую, технологическую и испытательную базу. Создан учебный центр, оснащенный графическими станциями, позволяющими работать в новых 3D-конфигурациях, представлены уникальные экспонаты, по которым можно изучить развитие проектирования ЖРД.

В общем количестве новых сотрудников, принятых за последние несколько лет, существенную долю составляет молодежь. Средний возраст работников снизился с 53 до 49 лет благодаря росту числа молодежи до 30 лет. Это позитивный фактор, позволяющий уверенно смотреть в завтрашний день. В то же время омоложение кадрового состава предприятия ставит перед руководством ряд непростых задач, таких как достойный уровень зарплаты, предоставление социальных гарантий и дотаций, медицинское обслуживание, решение жилищных вопросов.

Эти острые проблемы шаг за шагом находят свои решения в НПО "Энергомаш".

Подводя итоги, можно с гордостью отметить: НПО "Энергомаш" накоплен многолетний опыт создания ЖРД, применения уникальных технологий, отлажено эффективное взаимодействие с научными организациями, получена практика внешнеэкономической деятельности. Это является серьезным долговременным конкурентным преимуществом предприятия, позволяет занимать твердые позиции на рынке космической техники.

НПО "Энергомаш", основы которого заложил В.П. Глушко в мае 1929 г., по праву находится в авангарде мировой ракетно-космической промышленности, продолжая создание высоко совершенных ЖРД, активно разрабатывая новые конкурентоспособные решения по широкой гамме ракетного двигателестроения. ■



RD-191

ПРОБЛЕМАТИЧНОЕ НАЧАЛО И ДРАМАТИЧЕСКИЙ КОНЕЦ РАЗРАБОТКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ Н1

Вячеслав Фёдорович Рахманин,

главный специалист ОАО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко"

(Продолжение. Начало в № 6 - 2011, 1-6 - 2012, 1-6 - 2013, 1 - 2014)

В многочисленных газетных и журнальных публикациях, а также в сборниках воспоминаний участников разработки РН Н1, из которых выше приведены цитаты, однозначно утверждается, что РН Н1 погубили неотработанные до требуемой надёжности одноразовые, не проверяемые на стенде перед установкой в ракету двигатели НК-15. Более "погруженные" в проблему обеспечения надёжности ракетной техники указывают в качестве определяющей причины аварийных исходов пусков Н1-ЛЗ многодвигательность первой ступени в сочетании с неотработанностью системы КОРД - контроля работы ракетных двигателей. Налицо две причины возникновения аварий - не отработанность единичного двигателя и пороки выбранной схемы двигательной установки первой ступени. Рассмотрим каждую из них.

Формально оценивая итоги четырёх пусков Н1-ЛЗ, на трёх из них аварии произошли по вине двигателей, хотя такая причина аварии при четвёртом пуске у многих авторитетных специалистов ракетной техники вызвала сомнения. Позднее Ю.А. Мозжорин и Б.И. Губанов пришли к выводу и опубликовали его, что после отключения первых шести двигателей в гидравлическом тракте ракеты возникли продольные колебания давления, приведшие к разрушению топливной магистрали и пожару в хвостовом отсеке. Эту же причину высказал и Н.Д. Кузнецов при первом же анализе результатов четвёртого аварийного пуска. Но и двух подряд аварий ракеты по причине отказа двигателей достаточно, чтобы проанализировать его стендовую отработку, т.к. первые пуски ракет по планам головного разработчика по существу являлись началом отработки всей двигательной установки первой ступени. Итак, "виновник" установлен - это двигатель НК-15. Только вот двигатель не абстрактная "вещь в себе", это конечный продукт деятельности проектантов, конструкторов, технологов, изготовителей, испытателей. И если говорить о недостаточной работоспособности двигателя, то следует говорить о недоработках и ошибках людей, участвующих в его создании. Однако я не склонен в авариях при пусках РН Н1 обвинять только двигателистов ОКБ Кузнецова. В нашем случае уместно вспомнить содержание плаката на стене американского салуна времён освоения Дикого Запада: *"Не стреляйте в пианиста, он играет, как умеет"*. Вот и конструкторы ОКБ Кузнецова создавали двигатели для РН Н1 как они умели. А умели они, судя по их первым шагам по тернистой дороге ракетного двигателестроения, не много. Но и в этом я не осуждаю своих коллег-двигателистов. Не по своей прихоти они взялись за несвойственное им дело. В начале 60-х годов XX века, после свёртывания Н.С. Хрущёвым работ в военной авиации, главный конструктор авиамоторного ОКБ Н.Д. Кузнецов был вынужден искать место приложения сил своему ОКБ. В этой обстановке в 1959 г. ему руку помощи протянул С.П. Королёв, предложив разработать двигатель для боевого ракетного комплекса Р-9, хотя эту разработку по правительственному Постановлению вело ОКБ Глушко. Однако в силу ряда объективных технических обстоятельств участие ОКБ Кузнецова в разработке двигателя для Р-9 было прекращено, но представление о технических особен-

ностях создания ЖРД конструкторы авиационных двигателей получили. Так что Н.Д. Кузнецов осознанно взялся за разработку двигателей для РН Н1 по схеме с дожиганием генераторного газа в то время, когда опыта создания таких двигателей практически почти не было. Так Н.Д. Кузнецов опять стал конкурентом В.П. Глушко, который по опыту трудной отработки кислородно-керосиновых двигателей для Р-7 и Р-9 и успешной в сжатые сроки отработки двигателей на высококипящем топливе для Р-12 и Р-14, работающих, правда, по открытой схеме, предложил, ради выполнения взятых С.П. Королёвым сжатых сроков создания РН Н1, на первой ступени использовать высококипящее топливо.

Необходимо, видимо, напомнить, что выбор облика, технических характеристик и компонентов топлива для будущей ракеты-носителя Н1 обсуждался членами Совета главных конструкторов в плане выполнения поставленных задач в сроки, определённые правительственными Постановлениями от 23.06.60 г. и 13.05.61 г. Учитывая указанные в этих Постановлениях сроки начала лётных испытаний РН Н1 - соответственно 1963 г. и 1965 г. и исходя из необходимости их соблюдения, В.П. Глушко по опыту отработки двигателей, работающих на различных топливах, предлагал использовать в качестве топлива АТ+НДМГ. Его прогноз впоследствии полностью подтвердился - лётные испытания предлагаемого в эскизном проекте для РН Н1 двигателя 11Д43 начались в составе РН "Протон" в июле 1965 г., а выбранного С.П. Королёвым двигателя НК-15 - в феврале 1969 г.

В оценке большей продолжительности времени, потребного для наземной отработки кислородно-керосинового двигателя, В.П. Глушко оказался прав. А вот в опасении тяжёлых последствий в случае аварийного исхода пуска РН с огромным количеством токсич-



11Д43



НК-15

ного топлива в баках прав был С.П. Королёв. Он опасался, и как показал опыт пусков РН Н1, не без основания, что принятая им методика отработки работоспособности ступени ракеты с 30-ю двигателями путём проведения лётных пусков чревата возникновением аварийных ситуаций с последующим катастрофическим химическим заражением больших территорий. Трагические последствия аварии 24 октября 1960 г. при попытке пуска ракеты Р-16 укрепили С.П. Королёва в правильности его выбора кислородно-керосинового топлива вопреки настойчивым предложениям В.П. Глушко использовать высококипящее топливо.

В который раз подчеркну, что В.П. Глушко никогда не утверждал, что разработать мощный кислородно-керосиновый двигатель невозможно. Отработка кислородно-керосиновых двигателей для ракеты Р-7 и, особенно, для ракеты Р-9 показала предстоящую сложность создания мощного высоконадёжного двигателя для ракеты Н1 в планируемые сроки. Он на собственном опыте убедился, что увеличение только давления газов до 80 атм и тяги до 35 тс в камере двигателя ракеты Р-9 по сравнению с 60 атм и тягой 20 тс в аналогичной камере двигателя ракеты Р-7 привело к возникновению неустойчивого горения, на устранения которого потребовалось более 2-х лет интенсивной работы с участием практически всех ведущих специалистов отрасли. Разработку **кислородно-керосинового** (выделено мною - В.Р.) однокамерного двигателя тягой 150 тс при давлении газов 150 атм в течение отведённых на это С.П. Королёвым 3-4-х лет он считал авантюрой, в которой не желал участвовать и предлагал разработать к требуемому сроку "верный" по его мнению вариант двигателя, реального и сумел реализовать для ракеты УР-500 (РН "Протон").

Но испытывающий некую аллергию к высококипящему топливу, С.П. Королёв настоял на своём выборе топлива для РН Н1. В своём докладе при защите эскизного проекта РН Н1 на Госкомиссии в 1962 г. он так обосновал свой выбор: *"Вся аргументация о трудностях отработки кислородно-керосиновых двигателей построена только на опыте ОКБ Глушко по разработке ЖРД с открытой, замкнутой схемой, в которой окислитель (кислород или азотный тетроксид) подаётся в камеру в жидком и холодном состоянии. Следует особо подчеркнуть, что те трудности, на которые ссылается ОКБ Глушко, не имеют никакого отношения к двигателям с принятой для ракеты Н1 замкнутой схемой, в которой окислитель (кислород) поступает в камеру сгорания в горячем и газообразном состоянии..."*. (Как говорится "эти бы слова да Богу в уши").

Свой столь обнадеживающий двигателистов прогноз будущих разработок ЖРД С.П. Королёв сделал не только на основе теоретических представлений о протекании рабочего процесса в камере ЖРД, но и по опыту работы кислородно-керосинового двигателя С1.5400 (11Д33), разработанного в 1960 г. в ОКБ-1 под руководством М.В. Мельникова. Однако этот двигатель, работающий по замкнутой схеме, имел тягу 6,8 тс, давление в камере сгорания 54,5 атм и, соответственно, небольшие размеры камеры сгорания. По опыту, уже имеющемуся в ту пору в ракетной отрасли, двигатели такого размера и при открытой схеме работают устойчиво. Замкнутая схема здесь ни при чём.

Вызывают удивление другие факты, характерные для трактовки причин выбора топлива для Н1. С.П. Королёв изложил приведённую выше аргументацию априори и это снимает с него подозрения в преднамеренном искажении фактов. Некоторые из авторов мемуаров, например Б.И. Губанов, считают, что он сделал такое заявление в полемическом задоре. Но что заставило других авторов воспоминаний повторять доводы С.П. Королёва спустя много лет,



30 двигателей первой ступени РН Н1

когда на основании опыта практических работ с ЖРД замкнутой схемы стало общеизвестно, что применение этой схемы не исключает неустойчивого горения при использовании любых, кстати, компонентов топлива? И среди таких авторов оказался уважаемый С.С. Крюков, который в статье "Блеск и затмение Лунной программы" (журнал "Наука и жизнь" № 4, 1994 г.), обосновывая правильность выбора С.П. Королёвым топлива для Н1, буквально повторяет его основной довод в споре с В.П. Глушко: *"...при использовании в двигателях замкнутой схемы (окислитель поступает в камеру сгорания в горячем газообразном состоянии) гарантируется достаточно устойчивый процесс горения"*. И это, я подчёркиваю, в 1994 году! Это печально, так как имя автора вызывает доверие к его воспоминаниям у широких кругов читателей.

Приведённая в докладе С.П. Королёва аргументация была сделана уже после принятия решения о выборе для первых трёх ступеней РН Н1 кислородно-керосинового топлива и, по существу, явилось публичным объяснением причин отказа от предложения В.П. Глушко использовать высококипящее топливо. Одновременно эти доводы укрепили веру Н.Д. Кузнецова в успешную и своевременную разработку двигателей. Однако последующая практика создания двигателей показала, что изложенные научные рассуждения о протекающих в камере ЖРД физико-химических процессах имеют поверхностный характер. В процессе доводочных работ конструкторы ОКБ Кузнецова столкнулись с неустойчивостью горения в камере и газогенераторе. При проведении огневых испытаний двигателей НК-15 высокочастотные колебания давления газов разрушали внутренние стенки камеры сгорания и газогенератора. "Лечили" двигатель "всем миром". В работах принимали участие ведущие научные сотрудники отраслевых НИИ: НИИТП, ЦИАМ, ЦНИИМаш, а также конструкторы ряда ОКБ из МОМ и МАП. Действенную помощь оказывали и работники НПО Энергомаш (в ту пору КБЭМ).

На преодоление не существующей по мнению С.П. Королёва проблемы потребовалось более 4-х лет интенсивной работы. В процессе доводочных работ выявилось множество новых технических факторов, которые противоречили ранее сложившимся представлениям о процессах, происходящих в ЖРД. С учётом получения новых сведений о работе агрегатов ЖРД были разработаны рекомендации по изменению конструкции смесительной головки камеры и насосов ТНА. Ведущая роль в устранении неустойчивого горения в камерах двигателей, работающих с дожиганием генераторного газа, принадлежит научным сотрудникам ЦИАМ во главе с профессором В.Е. Дорошенко и НИИТП во главе с профессором Н.А. Аккерманом. Неустойчивое горение в камере двигателя НК-15 было устранено после проверки огневыми испытаниями последовательного ряда приближений к оптимальной конструкции, предложенных указанными учёными. Внедрение в конструкцию смесительной головки камеры газовых каналов с оптимальными акустическими свойствами полностью устранило возникновение высокочастотных колебаний давления.

Большая исследовательская расчётно-экспериментальная работа была проведена и в области повышения работоспособности ТНА, в результате чего в конструкцию насосов, особенно насоса окислителя, были внесены существенные изменения, направленные на исключение внутреннего возгорания металлоконструкции в среде кислорода.

В это же время в ОКБ Глушко разрабатывался двигатель 11Д43 аналогичной конструкции (некоторые сведения об этом двигателе изложены ниже). Несмотря на применение в этом двигателе высококипящего топлива, на начальной стадии стендовой отработки в камере возникали высокочастотные колебания давления. Для их устранения привлекались те же учёные, и общими усилиями с конструкторами ОКБ Глушко устойчивость горения в камере была обеспечена.

Сопоставляя результаты работы двигателей по открытой и замкнутой схемам, следует отметить, что дожигание в камере генераторного газа само по себе не исключает возникновения высокочастотных колебаний давления, но применение такой схемы позво-

ляет в процессе экспериментальной отработки использовать методы физического моделирования процессов смесеобразования и получить конкретные рекомендации для обеспечения устойчивого горения в камере ЖРД.

Разработка двигателей НК-15 началась в 1962 г., первое стендовое испытание состоялось в декабре 1963 г., в период с октября по декабрь 1967 г. прошли межведомственные испытания (МВИ). Первый пуск в составе ракеты Н1 состоялся 21 февраля 1969 г.

Основные характеристики двигателя НК-15: тяга - 154 тс (в пустоте - 171 тс), удельный импульс - 297 с (в пустоте - 331 с), давление в камере - 148,3 атм, длительность работы в полёте - 112 с.

Заявленные ОКБ-1 в 1964 г. требования по надёжности единичного двигателя на уровне 0,99 при коэффициенте охвата аварийных ситуаций 0,8 в сочетании с эффективно работающей системой КОРД должны были обеспечить требуемую надёжность ступени, но эти требования не были приняты разработчиками двигателей и остались в "подвешенном" состоянии.

Товарные поставки двигателей НК-15 начались в 1968 г., сдача двигателей в товар проводилась партионно: от партии из шести двигателей два проходили контрольные стендовые испытания и при соответствии параметров и характеристик этих двигателей требованиям технического задания остальные 4 двигателя отправлялись для сборки ступени ракеты. Так формировалась двигательная установка из 30 двигателей НК-15.

Представляется интересным сравнить изложенные сведения по двигателю НК-15 с работами с двигателем 11Д43 (РД-253), эскизный проект которого был представлен ОКБ Глушко в 1962 г. для использования в РН Н1, но не принят С.П. Королёвым в связи с работой этого двигателя на топливе АТ+НДМГ.

На разработанный проект перспективного двигателя обратил внимание В.Н. Челомей и принял решение использовать такой двигатель в разрабатываемой новой ракете УР-500, получившей после начала лётной эксплуатации в качестве космической РН наименование "Протон".

Разработка двигателя 11Д43 началась в 1962 г., первое стендовое огневое испытание состоялось в июле 1963 г., межведомственные испытания - в мае 1965 г., первый и успешный лётный пуск РН "Протон" - 16 июля 1965 г.

Основные характеристики двигателя 11Д43: тяга - 150 тс (в пустоте - 166 тс), удельный импульс - 285 с (в пустоте - 316 с), давление в камере - 150 атм, продолжительность работы в полёте - 130 с.

Методика товарных поставок предусматривала перед отправкой двигателей на сборку ракеты проведение контрольно-технологического испытания (КТИ) каждого экземпляра двигателей продолжительностью 35 с с последующей переборкой и контролем состояния элементов двигателя, а также проведение контрольно-выборочного испытания (КВИ) продолжительностью 145 с от партии в 7 двигателей. При положительных результатах КВИ 6 прошедших КТИ двигателей, составляющих комплект устанавливаемых на первую ступень РН "Протон", отправлялись на завод-изготовитель РН.

Сопоставьте методики товарных поставок двигателей НК-15 и 11Д43 и почувствуйте разницу. А разница - в результатах лётных пусков РН Н1-Л3 и "Протон".

Ошибочность избранной методики товарных поставок двигателей НК-15 стала очевидной для её авторов после аварийных исходов первых пусков Н1-Л3. Это послужило основанием для начала в 1969 г. работ в ОКБ Кузнецова по модернизации двигателей в части обеспечения его многократного использования (стендовое испытание + работа в составе ракеты). Вскоре эта инициативная работа получила документальное подтверждение выпуском ЦКБЭМ нового технического задания на модернизацию двигателя НК-15. Одновременно была оптимизирована и методика товарных поставок двигателей в части проведения огневых испытаний каждого экземпляра двигателей перед их установкой в ступень ракеты. Реализация решений по повышению работоспособности отдельных экземпляров двигателей не вызвала принципиальных трудностей. Нужны были только время и материальная часть, недостатка в предложениях изменения конструкции не было - это обеспечива-

лось участием многочисленных советчиков и консультантов из ОКБ и НИИ МОМ и МАП.

Работы велись интенсивно, огневые испытания двигателей по программе модернизации начались в апреле 1970 г. Государственные испытания состоялись в сентябре 1972 г.

Модернизированный двигатель отличался от своего базового варианта НК-15 упрощённой пневмогидравлической схемой - сокращено количество агрегатов автоматики с 12 до 7, а также практически полностью переделанной конструкцией ТНА, доработанным газогенератором и усовершенствованной смесительной головкой камеры.

При сохранении номинальных значений параметров и рабочих характеристик двигателя НК-15, внедрённые конструкторские изменения обеспечили существенное расширение диапазона изменения тяги - от 50 до 135 % номинального значения и, главное, дали возможность многократно использовать двигатель, доведя номинальное время его работы до 600 с. Модернизированный двигатель получил обозначение НК-33.

Полученный в результате модернизации двигатель НК-33 решал первую из сформулированных задач - обеспечение высокой, по экспертной оценке на уровне 0,98, надёжности единичного двигателя. Хотя и эта величина не дотягивала до назначенного в 1964 г. ЦКБЭМ уровня надёжности 0,99, она всё-таки существенно превышала определённую сотрудниками НИИТП по результатам стендовых испытаний надёжность двигателя НК-15 менее 0,9.

Но "дорога ложка к обеду". К моменту планируемого пуска комплекса Н1-Л3 с такими двигателями - осень 1974 г. - посещение Луны советским космонавтом уже потеряло политическую актуальность. Даже при условии успешного результата этот пуск стал бы только началом запланированной отработки беспилотного этапа Лунной программы, который по информации В.П. Мишина в его упомянутой книге предусматривал 12 пусков РН Н1-Л3. Поскольку первые 4 пуска имели аварийный исход и в это число не входили, отсчёт нужно было начинать заново, так что первый пилотируемый полёт на Луну откладывался на годы.

Закончив с исследованием положения дел с надёжностью единичного двигателя НК-15, рассмотрим вопрос обеспечения требуемой надёжности всей ступени ракеты с применением системы КОРД - контроля работы ракетного двигателя.

Низкая надёжность ступени ракеты из-за установки в неё непроверяемых предварительными огневыми испытаниями двигателей усугублялось их количеством. Здесь уместно вспомнить расхожее выражение о деньгах и их количестве и переложить его на рассматриваемый случай: "Беда не в двигателях, а в их количестве". Для подтверждения этого изложенного в шутливой форме, но справедливого по сути определения перейдём от литературного изложения к конкретному языку теории вероятности в части определения надёжности промышленной продукции.

Напомним, что первоначальный проект РН Н1 предусматривал установку на первой ступени 24-х единичных, автономно работающих двигателей. Позднее это количество было увеличено до 30. При таком количестве двигателей для получения технически приемлемой величины надёжности всей многодвигательной ступени требовалось обеспечить чрезвычайно высокую надёжность единичного двигателя. В подтверждение высказанного тезиса приведём расчётные значения надёжности ступени с 30-ю двигателями в зависимости от уровня надёжности единичного двигателя. Несложный математический расчёт показывает, что надёжность такой ступени с двигателями, имеющими надёжность в диапазоне величин 0,95...0,99 составит диапазон 0,215...0,739. Следует отметить, что для обеспечения надёжности единичного двигателя не менее 0,99 потребуется несколько лет напряжённого труда, однако вышеуказанная надёжность ступени с 30-ю такими двигателями не может быть признана приемлемой для лётной эксплуатации в составе ракеты.

Приемлемую надёжность ступени для РН Н1 можно было бы получить при обеспечении надёжности единичного двигателя не менее 0,999. Для ЖРД это практически абсолютная надёжность. Обь-

ясним значение этой величины на бытовом уровне понимания: при испытаниях 1000 экземпляров двигателя штатной конструкции допускается один аварийный исход. Однако создание такого почти абсолютно надёжного двигателя требует значительных затрат средств и, главное, времени на его отработку.

По опыту работы НПО Энергомаш уровень надёжности единичного двигателя 0,999 был достигнут в процессе эксплуатации РН "Союз" (4 двигателя на первой ступени) и РН "Протон" (6 двигателей на первой ступени): на РН "Союз" в 1989 г., после 31 года эксплуатации и проведения более 3050 пусков, а на РН "Протон" - в 1995 г., после 30 лет эксплуатации и проведения около 4000 пусков.

Столкнувшись с, казалось бы, тупиковой ситуацией, проектанты ОКБ-1 нашли оригинальный, не применяемый до того времени способ повышения надёжности ступени. Им удалось обратить один из основных недостатков компоновочной схемы РН Н1 в части обеспечения надёжности - многодвигательность ступени ракеты - в достоинство, позволяющее повысить её надёжность. Использование множества двигателей относительно небольшой тяги создавало возможность при условии выполнения полётного задания отключать anomalно работающие двигатели и этим существенно повышать уровень надёжности ступени. Количество отключаемых двигателей определяется как компромисс между допустимым уменьшением тяги ступени и потребным увеличением её надёжности.

Для реализации этой идеи перед разработчиками ракеты была поставлена задача создать систему аварийной защиты (САЗ), обеспечивающую выключение anomalно работающих двигателей.

Элементы САЗ появились в различных отраслях промышленности задолго до их применения в ракетной технике. Начало было положено установкой на ёмкости и магистрали высокого давления дренажно-предохранительных клапанов. Они же стали применяться и в ракетной технике для предотвращения разрушений от статического давления. В середине 50-х годов проявилась система ППР - предохранитель пульсационных разрушений. Но эти предшественники ракетных САЗ были громоздки и медленно срабатывающие приборы, они применялись только при проведении стендовых испытаний.

Впервые САЗ как ракетная система появилась на ракете Н1 под названием КОРД - система контроля работы двигателя. Однако система КОРД, хотя и являлась по определению и по функциональной работе системой аварийной защиты, всё-таки имела существенное отличие от общепринятой цели применения САЗ. Предназначением САЗ является отключение единичного двигателя, работающего в "связке" с другими двигателями в составе ступени, в связи с угрозой разрушения такого двигателя из-за проявления случайного производственного дефекта, не выявленного в процессе изготовления двигателя. При этом априори считается, что требуемая надёжность единичного двигателя обеспечена в процессе наземной отработки и что её уровень достаточен для обеспечения надёжности всей ступени. САЗ же обеспечивает безопасность работы ступени при выявлении потенциальной возможности разрушения единичного двигателя.

Система КОРД - это неотъемлемая часть всей системы обеспечения надёжности многодвигательной ступени РН Н1 при недостаточном уровне надёжности как единичного двигателя, так и надёжности всей ступени, получаемой в результате математического определения совокупной надёжности механически объединённых и одновременно работающих единичных двигателей. В технической литературе при упоминании такого метода обеспечения надёжности часто употребляют термин "резервирование". Не занимаясь по профилю своей работы теоритическими вопросами надёжности, я решил посмотреть официальное определение этого термина. В ГОСТ 27.0002-89 "Надёжность в технике. Основные понятия. Термины и определения" интересующему меня термину дано такое определение: "Резервирование - способ обеспечения надёжности объекта за счёт использования дополнительных средств и/или возможностей, избыточных по отношению к минимально необходимому для выполнения требуемых функций". Несколько мудрёно, но понятно.

Задачей системы КОРД было фиксировать отклонения в режиме работы двигателя и при выходе контролируемых параметров за допустимые пределы формировать команду на отключение anomalно работающего двигателя, при этом из условия обеспечения управления полётом ракеты одновременно с выключением такого двигателя отключался диаметрально расположенный нормально работающий двигатель. Баллистические расчёты показали, что при обязательном условии выполнения полётного задания система КОРД могла отключить четыре двигателя первой ступени, два из которых работали в штатном режиме. В случае отключения двух двигателей потери тяги составляют 6,6 %, при отключении четырёх двигателей - 13,2 %. Имеющийся у РН Н1 запас тяговооружённости позволял компенсировать потерю тяги без форсирования работающих двигателей, а ограничиться только увеличением продолжительности их работы. В случае выключения двух двигателей первая ступень должна была бы работать в течение 168 с, а при выключении четырёх двигателей - 210 с.

Датчики системы КОРД фиксировали следующие параметры работы двигателя: обороты ТНА, температуру генераторного газа за турбиной, давление горючего в смесительной головке камеры, пульсации давления газа в камере сгорания и в газогенераторе, а также положение ракеты в пространстве. Сигналы от этих датчиков поступали в аппаратуру логической обработки результатов, которая обеспечивала определение аварийного состояния двигателей и выработку команды на отключение.

Выбор контролируемых системой аварийной защиты параметров проводится на основании анализа гипотетически возможных причин отказов любого элемента двигателя в совокупности с возможными последствиями этих отказов. По результатам такого анализа определяется перечень критических элементов, отказ которых приводит к потере работоспособности двигателя. Доля контролируемых САЗ параметров от общего числа критических элементов носит название коэффициента охвата аварийных ситуаций. В ТЗ на разработку двигателя НК-15 был задан коэффициент охвата 0,8. Однако это требование не было выполнено, в некоторых публикациях на тему надёжности двигательных установок РН Н1 указывается, что коэффициент охвата аварийных ситуаций при стендовых и лётных испытаниях двигателей составлял от 0,4 до 0,6.

Следует заметить, что кроме правильно определённого перечня наименований и количества контролируемых параметров эффективность САЗ для каждого конкретного типа отказа определяется её быстродействием - временем от момента фиксации anomalного изменения параметра работы двигателя до подачи команды на его отключение. Современная аппаратура САЗ позволяет своевременно и эффективно отключить двигатель, если время развития аварийной ситуации от начала anomalного изменения параметра работы двигателя до разрушения его агрегатов превышает 0,1 с. Каково было быстродействие системы КОРД во времена пусков Н1-ЛЗ документально установить не представилось возможным, но в некоторых статьях-воспоминаниях упоминалось время реакции системы КОРД в 0,2 с.

Как показала практика применения КОРД на РН Н1 эффективность этой системы зависит не только от её быстродействия, но и от скорости развития аварийной ситуации. В ракетном двигателестроении все рабочие параметры принято делить на две большие группы: медленноменяющиеся и быстропере-



Авария Н1

менные. Из принятых для контроля работы двигателя НК-15 обороты ТНА, температура генераторного газа и давление горючего в смесительной головке камеры относятся к медленноменяющимся параметрам, скорость изменения которых превышает 0,2 с и система КОРД была способна своевременно реагировать на несанкционированное изменение их номинального значения. И хотя не во всех случаях возникающие в процессе работы двигателя отклонения контролируемых параметров сверх допустимой величины обязательно приводят к аварии, система КОРД даёт команду на отключение двигателя, т.е. она "не лечит, а ампутирует". В теории известна альтернатива - перевод "больного" двигателя на щадящий режим работы. Достоверными сведениями о применении такого САЗ в лётной эксплуатации РН не располагаю, а вот при стендовых огневых испытаниях ЖРД в НПО Энергомаш этот метод успешно применяется.

Наибольшую опасность для разрушения двигателя представляли быстропеременные параметры, особенно развитие по амплитуде высокочастотных колебаний давления в камере или газогенераторе. Статистика обработки аварийных огневых испытаний ЖРД показывает, что время развития таких колебаний от начала их возникновения до разрушения агрегата укладывается во временной диапазон 0,05...0,07 с. От их воздействия происходит разрушение либо цилиндрической части камеры, либо отрыв смесительной головки. От ударной волны и воздействия газа с температурой более 3000 °С разрушаются элементы конструкции соседних двигателей, а также кабели системы управления, что выводит из строя практически всю двигательную установку.

Второй причиной возникновения аварийных ситуаций являлось возгорание в насосе окислителя, катастрофическое горением в течение 0,06...0,08 с металлоконструкции в среде кислорода и последующее разрушение корпуса насоса с пожаром в хвостовой отсечке ракеты. Возгорание происходит от выделения тепла либо при затирании (трении) статических и динамических частей насоса, либо при затирании случайно попавших в насос посторонних металлических предметов.

Скорость развития аварийных ситуаций по каждому из указанных типов превышала реакцию системы КОРД и двигатель разрушался до его выключения.

Кроме присущего системе КОРД "родимого" недостатка - принципиальной невозможности реагировать на аварийную ситуацию длительностью менее 0,1 с, у этой системы имелись и другие технические недостатки. Ко времени начала пусков РН Н1-Л3 система КОРД имела недостаточную совокупность алгоритмов опережающего выявления отклонений в режиме работы двигателя и невысокую помехозащищённость аппаратуры, что приводило к выдаче ложных сигналов на выключение двигателя. Сказался недостаточный объём предварительной отработки сопряжения системы КОРД и других электрических систем РН Н1.

В процессе проведения пусков РН Н1-Л3 с 1969 г. по 1972 г. было проведено усовершенствование логики работы системы КОРД, повышено её быстродействие с 0,2 с до 0,1 с, точность настройки на предельную величину контролируемых параметров, а также приняты меры по защите измерительных датчиков и коммуникаций от механического и термического воздействия.

Эти мероприятия повысили работоспособность системы КОРД, но одна из основных составляющих её эффективности - точность регистрации контролируемых параметров датчиками - не соответствовала предъявляемым высоким требованиям. Недостоверность измерения приводила к выдаче ложного сигнала и отключению двигателя.

С сожалением могу отметить, что к качеству измерений параметров работы ЖРД и в настоящее время имеются серьёзные претензии. И если при анализе работы двигателя отсутствие измерения или его выпад из имеющейся статистики может быть косвенно заменён измерениями других параметров, то в случае использования ложного замера в системе охвата аварийных ситуаций произойдёт отключение нормально работающего двигателя. О состоянии с качеством измерений я сужу по опыту работы с одним из двигателей,

изготавливаемых в НПО Энергомаш. Специалисты НПО Энергомаш вынуждены постоянно анализировать и давать заключения по замечаниям к измерениям параметров работы двигателя при проведении стендовых КТИ и в лётной эксплуатации. Обобщая выводы этих заключений, невольно вспоминается высказывание Н.М. Карамзина: "У России две беды: дураки и дороги". Аналогия в том, что большинство причин ненормальной работы средств измерения укладывается в две группы: повышенные вибрации и высокая температура в месте измерения. Но вибрации и высокая температура являются неотъемлемыми условиями работы ЖРД. Так что при использовании существующих средств измерений в системе аварийной защиты при выборе контролируемых параметров следует учитывать не только информативность измерения, но и статистику достоверности измерений выбранного параметра, полученную при стендовой отработке двигателя. А головным разработчикам, задающим в техническом задании величину коэффициента аварийных ситуаций, следует учитывать, что с его увеличением возрастает вероятность получения в системе аварийной защиты ложного сигнала и, как следствие, отключения нормально работающего двигателя, а может быть и не одного в составе ступени.

Анализ работ по обеспечению надёжности первой ступени РН Н1 показал, что надёжность и коэффициент охвата аварийных ситуаций у единичного двигателя НК-15, используемого при четырёх первых пусках РН Н1-Л3, не соответствовал требованиям, выставленным ОКБ-1 в ТЗ на разработку этого двигателя, а надёжность ступени с 30-ю такими двигателями оказалась неприемлемой для лётной эксплуатации. Система КОРД, предназначенная для повышения надёжности ступени путём выключения anomalously работающих двигателей, оказалась малоэффективной в связи с принципиальной невозможностью своевременного отключения двигателей, у которых возникают разрушающие высокочастотные колебания давления или происходит возгорание металлоконструкции насоса окислителя. При эксплуатации этой системы выявились и случаи подачи ложных сигналов на отключение двигателей. По этим причинам произошло две (или всё-таки три?) аварии двигателей и падение ракет. Такой удручающий результат первых четырёх пусков РН означал, что положенная в основу проекта корневая идея обеспечения надёжности РН Н1 оказалась несостоятельной. Главным образом это и послужило техническим основанием для выводов о бесперспективности продолжения работ в части обеспечения требуемой надёжности и, соответственно, дальнейшей отработки РН Н1. Тем более что главная политическая задача - первыми посетить Луну - была уже "закрыта" американцами. Осуществить через несколько лет после американцев высадку на Луну одного космонавта - это значило бы самим показать и подтвердить научно-техническое превосходство США в космонавтике, в сфере особой гордости Советского Союза. В своё время американцам пришлось проглотить горькие пилюли иронии мировой общественности после запуска в СССР первого искусственного спутника Земли и первого человека в космос. Но и тогда отставание США исчислялось месяцами, а в посещении Луны наше отставание составило бы годы. Это вызвало бы саркастические усмешки у мировой общественности, такие же, как в адрес американцев после 4 октября 1957 г. и 12 апреля 1961 г. А так - не полетели на Луну, так вроде бы и не собирались, ведь объявили же на весь мир о выборе курса на проведение космических исследований автоматическими аппаратами.

В подтверждение правильности принятого решения о закрытии темы Н1 приведу мнение Ю.А. Мозжорина. Напомню, что директор ЦНИИМаш был единственным из участников совещания у Д.Ф. Устинова в апреле 1974 г., который выступил с предложением работы по лунному комплексу Н1-Л3 прекратить, а для РН Н1 найти соответствующую полезную нагрузку и продолжить лётную отработку её ступеней. Спустя более 10 лет после выпуска правительства Постановления о закрытии темы Н1, Мозжорин писал: "Решение о закрытии проекта Н1 было правильным. В то время - да и сейчас тоже - не было конкретных полезных нагрузок под Н1, а практика показывает, что нельзя создавать носитель без привязки к целевым задачам. Развитие космической техники очень ди-

намично, конструкторские решения быстро устаревают и становятся нерациональными или просто непригодными для решения будущих задач. Даже для многоразового орбитального корабля "Буран" нельзя было использовать Н1 без существенной переделки".

Однако работы в течение около 12 лет по воплощению проекта грандиозной ракеты-носителя, из них почти 10 лет (с августа 1964 г. по май 1974 г.) по Лунной программе, не могли не пробудить в душах участников этих работ чувства разочарования и даже внутреннего протеста по поводу принятого решения о прекращении этих работ. Находясь под впечатлением многолетнего выполнения "государственного заказа особой важности", многие коллективы конструкторских бюро, заводов-изготовителей и особенно военные испытатели на полигоне высказывали несогласие с принятым решением о прекращении работ по РН Н1. Проводились профсоюзные и партийные собрания, писались коллективные письма в ЦК КПСС, ВПК, министерства с требованиями продолжить работы. А объективная реальность была совсем другая. Приведём оценку перспектив продолжения работ, сделанную Б.И. Губановым через много лет после описываемых событий. Ретроспективный анализ позволяет более объективно давать оценку событиям, особенно их перспективам. В статье "К вопросу о количестве маршевых двигателей в ракетной связке" Б.И. Губанов писал: "Полетела бы ракета Н1, если бы разработка не была закрыта? Всё зависело бы от времени и объёма доводки двигателя и систем ракеты. Необходимо было бы провести существенную работу по повышению надёжности двигателя до значения 0,9985, повысить эффективность системы аварийной защиты до значения коэффициента охвата аварийных ситуаций с 0,6 до 0,8. Эти характеристики были бы достигнуты только в начале восьмидесятых годов. Что касается остальных аварий ракеты Н1, то их причины никакими стендовыми испытаниями с огневым запуском двигателей не могли быть выявлены и тем более предотвращены. Недостаточность управляемости по каналу крена при третьем пуске - ошибка проектного плана. Возникновение продольных колебаний при четвёртом пуске - недостаточно глубокие исследования динамической схемы ракеты".

Кроме "глобальных" предложений, высказываемых коллективами о продолжении работ по Н1, у некоторых технических специалистов предприятий и организаций ракетно-космической отрасли большое сожаление вызвала отмена планируемого на осень 1974 г. пуска РН Н1-Л3 № 8Л.

Поскольку в конструкцию этого экземпляра ракеты были внесены очередные, вытекающие из анализа причин аварий предыдущих лётных пусков, проектные и конструкторские усовершенствования по обеспечению живучести РН, и, главное, на первую ступень были установлены модернизированные двигатели НК-33, сторонники проведения 5-го пуска высказывали уверенность в его положительном результате. Кроме такой технической аргументации в пользу осуществления 5-го пуска приводились и другие доводы: ракета практически готова, ведутся предпусковые технические проверки, на её изготовление затрачены материальные и трудовые ресурсы, если её не пускать, то на разборку потребуется немалые трудозатраты, дешевле пустить. Такой выход из сложившейся ситуации соответствовал мышлению работников ракетной промышленности тех лет. Б.Е. Черток в книге "Ракеты и люди. Лунная гонка" так объяснял такое предложение: "С самых первых ракетных лет наша психология была устроена так, что если ракета готова к старту, то обратной дороги у неё нет". Высказывая такие предложения, его авторы возможно надеялись, что в случае положительного результата этого пуска решение о прекращении работ по теме Н1 может быть пересмотрено. А всегда появляющиеся в критических ситуациях "горячие головы" вполне серьёзно предлагали после проведения одного-двух успешных пусков РН Н1-Л3 с новыми двигателями, а в их представлении это были 5-й и 6-й пуски, можно и нужно было отправлять советских космонавтов на Луну. Главное - вперёд и быстрее! А куда спешить, американцы уже 2 года назад прекратили полёты на Луну. Разве что по инерции, сохранившейся со времён "Лунной гонки"? Видимо, ничему их не научила трагическая смерть космонавтов - В.М. Комарова, а также Г.Т. Добровольского, В.И. Пацаева и

В.Н. Волкова - погибших из-за дефектов космической техники. А "горячим головам" хотелось бы самым серьёзным образом зарезервировать для них или для их близких место в экипаже первой же ракеты, направляемой по их предложению к Луне и услышать их реакцию на предложение лететь.

Кроме надеявшихся на успешный результат пятого пуска как на довод для пересмотра принятого решения, имелся ряд специалистов, которых интересовали только технические результаты этого пуска. Это были, в основном, участники модернизации двигателя. После успешных стендовых испытаний двигателей с предложенными ими изменениями конструкции они хотели получить информацию о работе двигателей в полёте в составе ступени. Их авторский интерес можно понять, но не велика ли цена их любопытству? Расходы на пуск ракеты не исчерпываются только её стоимостью. Нужно добавить расходы на проведение технологических работ по предполётной подготовке, сопровождающейся, как показал опыт предыдущих работ, заменой многочисленных датчиков и других элементов системы управления. Наибольшие затраты составляли стоимость заправляемых в баки компонентов топлива: 1720 т жидкого кислорода и 680 т керосина. Это номинальные значения, добавьте сюда потери на испарение кислорода и технологические остатки керосина.

Об экономической стороне проведения дополнительного пуска никто из предлагавших его осуществление не упоминал, а следовательно, и не задумывался. В этом я хорошо понимаю специалистов, т.к. сам "одной крови" с ними. Такой подход к решению технических вопросов характерен для тех, кто активно работал в ракетной отрасли в эпоху командно-плановой экономики, когда государство практически всегда изыскивало средства для реализации предлагаемых проектов. Вот только всегда ли то, что предлагалось, так уж было нужно? В нашем случае проводить пятый пуск точно не было нужно, хотя и хотелось.

Интерес к результату работы модернизированных двигателей НК-33 в полёте поддерживался указанными специалистами, некоторыми журналистами и историками-любителями на протяжении многих лет после прекращения работ по РН Н1. С апреля 2013 г. эта тема в моём представлении перестала быть актуальной. Любопытство интересующихся результатами лётной эксплуатации двигателей НК-33 должно быть удовлетворено успешными пусками российской РН "Союз 2.1в" и трёх американских РН "Таурес", у которых установлены адаптированные под использование в новых РН двигатели НК-33А и НК-33/АЖ-26 соответственно.

Так спустя 40 лет двигатели НК-33 нашли своё применение по основному назначению. Учитывая, что на этих пусках использовались единичные двигатели, скептик может проворчать: а как работали бы 30 двигателей НК-33 в составе первой ступени РН Н1, так и не выяснено. И не будет выяснено, и это совсем не нужно. □

(Продолжение следует.)



Двигатели НК-33 для РН "Таурес"

ПО ТОРНОЙ ДОРОГЕ РАКЕТОСТРОЕНИЯ МЫ ШЛИ В НОГУ

ОАО "НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко":
Вячеслав Фёдорович Рахманин, главный специалист, к.т.н., лауреат Государственной премии СССР
Владимир Константинович Чванов, главный конструктор, д.т.н., лауреат Государственных премий СССР и РФ

(Продолжение. Начало в № 1 - 2014)

В середине 50-х годов это требование стало технически достижимым - по техзаданию В.П.Глушко сотрудники ГИПХ синтезировали и разработали промышленную технологию производства нового ракетного горючего - несимметричного диметилгидразина (НДМГ), которое примерно на 15% повышало энергетические характеристики топлива, используемого в ракете Р-12. Проведённые в ОКБ-586 баллистические расчёты показали, что используя топливо АК-27И с НДМГ, можно создать баллистическую ракету, способную доставить термоядерную боеголовку на расстояние до 13 000 км. В декабре 1956 г. вышло правительственное постановление на разработку в ОКБ-586 эскизного проекта двухступенчатой МБР, получившей обозначение Р-16 (индекс 8К64). Этим постановлением была определена кооперация предприятий, участвующих в создании Р-16, разработка маршевых двигателей по предложению Янгеля была возложена на ОКБ-3 во главе с главным конструктором Д.Д. Севруком, с которым Ягель был знаком по совместной работе в НИИ-88. Однако в процессе разработки эскизного проекта возникли сомнения в возможности своевременной и качественной отработки двигателей, т.к. у ОКБ-3, входящего в структуру НИИ-88, не было производственной базы. Предложенный Янгелем выход из положения - перебазировать ОКБ-3 в Днепропетровск и использовать в качестве производственной базы завод № 586 - Севрук категорически отверг. Вместо этого предложения в феврале 1957 г. пришлось реализовать паллиативный вариант - на базе двигательного конструкторского отдела № 302 ОКБ-586 был организован филиал ОКБ-3 НИИ-88 во главе с начальником филиала - заместителем главного конструктора ОКБ-586 И.И. Ивановым. Вторая часть названия должности И.И. Иванова указывала, что за



И.И. Иванов

филиалом наряду с работами по новым двигателям закреплялась вся прежняя номенклатура работ отдела № 302. Создание филиала позволило оформить соответствующие разделы эскизного проекта ракеты Р-16 и успешно завершить его выпуск в ноябре 1957 г. Однако и это, казалось бы благополучное разрешение организационных трудностей, ещё не открывало прямой дороги к созданию новой, так нужной для обороны страны межконтинентальной баллистической ракеты. О невозможности достижения межконтинентальной дальности

ракетой, работающей на высококипящем топливе, в течение нескольких лет заявлял С.П. Королёв. Это же самое он заявил и по поводу эскизного проекта Р-16, хотя расчёты энергетических характеристик ракеты на новом топливе успешно прошли экспертизу в головном институте заказчика НИИ-4. Сейчас трудно определить, что лежало в основе таких заявлений - методические ошибки в баллистических расчётах ОКБ-1 или элементарное нежелание иметь конкурентов в сфере разработки мощных ракет дальнего действия? Так это было или иначе, но безапелляционные заявления признанного авторитета в отечественном ракетостроении о неп-



М.В. Келдыш

ригодности для ракет дальнего действия высококипящего топлива привели к тому, что для научно-технической оценки представленного ОКБ-586 эскизного проекта ракеты Р-16 была организована Государственная экспертная комиссия под руководством академика М.В. Келдыша. Молодому начинающему коллективу ОКБ-586 предстоял серьёзный экзамен на научно-техническую зрелость.

Обсуждение проекта проходило в жарких спорах между выступающими в качестве оппонентов заместителями главного конструктора ОКБ-1 В.П. Мишина и К.Д. Бушуева и защищающими проект представителями ОКБ-586 В.С. Будником, В.М. Ковтуненко, Н.Ф. Герасютой, Ю.А. Сметаниным и др. Доводы разработчиков проекта оказались более убедительными и в январе 1958 г. экспертная комиссия выпустила своё заключение, в котором одобрила представленный проект и рекомендовала его



В.П. Мишин



К.Д. Бушуев



В.С. Будник



В.М. Ковтуненко



Н.Ф. Герасюта

к реализации. Но при общей положительной оценке отметила неудовлетворительное состояние с разработкой маршевых двигателей. Это понимало и руководство ОКБ-586. Создание в Днепропетровске конструкторского филиала ОКБ-3 оказалось полумерой, не обеспечивающей эффективность работ по созданию двигателей. А это обстоятельство могло стать серьёзным препятствием не только для своевременной разработки Р-16, но и создавало возможность имеющимся противникам её создания поставить вопрос о целесообразности ведения дальнейших работ по этой ракете. Для этого у них появились веские основания: ОКБ-1 приступило к

проведению подготовительных работ по созданию ракеты на переохлаждённом кислороде, применение которого обеспечивало боеготовность такой ракеты в интервале времени, сопоставимом с ракетами на высококипящем топливе. Для ОКБ-586 создалась критическая ситуация, от разрешения которой зависело не только создание новой ракеты, но и научно-технический авторитет ОКБ, способного составить конкуренцию ОКБ-1.

В этой, казалось бы, тупиковой ситуации руку помощи коллективу ОКБ-586 протянул В.П. Глушко. В процессе обсуждения предложения М.К. Янгеля подключить ОКБ-456 к работам по созданию двигателя для ракеты Р-14, Валентин Петрович сделал неожиданное встречное предложение: ОКБ-456 берёт на себя разработку двигателя не только для ракеты Р-14, но и для Р-16. Такое предложение, противоречившее в части работы по Р-16 известной поговорке "На переправе лошадей не меняют", имело хорошо продуманный вариант технического решения. Предложенное решение позволяло существенно сократить время разработки двигателей и тем самым несколько парировать отставание, возникшее в связи с заменой разработчика двигателей. В основе предложения Глушко лежала идея применения модульного двигателя, который в качестве единичного двигательного блока используется для "связки" нескольких блоков, составляющих в совокупности двигатель ступени ракеты. Предложение Глушко было принято, и в 1958 г. ОКБ-456 приступило к разработке двухкамерного двигательного блока 8Д513, который и стал модульным двигателем. "Связка" из двух блоков 8Д513 стала двигателем 8Д514 первой ступени Р-14, "связка" из трёх блоков - двигателем 8Д712 первой ступени Р-16, двигательный блок с высотным соплом стал двигателем 8Д713 второй ступени ракеты Р-16.



Камера сгорания 8Д513



8Д514

Разработка и изготовление одноступенчатой ракеты Р-14 велась с опережением сроков работ по ракете Р-16, которая являлась основной в этой паре. Предложенный Глушко порядок работ позволял до начала лётных испытаний Р-16 апробировать рабо-



Сопла двигателя 8Д514 ракеты Р-14

тоспособность двигательных блоков 8Д513 при лётных испытаниях ракеты Р-14, а также, что было ещё более важным в обстановке созданного Королёвым недоверия к возможности создания БРДД на высококипящем топливе, подтвердить результатами лётных испытаний правильность баллистических расчётов, проведённых в ОКБ-586 для ракет Р-14 и, главное, для Р-16.

Работы по созданию двигателей велись в тесном содружестве конструкторов ОКБ-456 и ОКБ-586. В связи с передачей разработки двигателей для ракеты Р-16 коллективу ОКБ-456, филиал ОКБ-3 НИИ-88 в Днепропетровске оказался не нужен. 22 июня 1958 г. в ОКБ-586 было организовано двигательное КБ-4, которому, наряду с конструкторским сопровождением производства двигателей на заводе № 586, поручалась разработка рулевых двигателей для Р-16. Главным конструктором КБ-4 - заместителем главного конструктора ОКБ-586 назначили И.И. Иванова, заместителем главного конструктора КБ-4 - М.Д. Назарова. Л.М. Назарова возглавила в ОКБ-586 конструкторский отдел бортовой автоматики, Н.С. Шнякин и М.Р. Гнесин после организации ОКБ-586 вернулись в ОКБ-456.

Все намеченные планы были реализованы, работы по ракете Р-14 почти на полгода опережали аналогичные работы по Р-16. Так, стендовые испытания ступени ракеты Р-14 были проведены в марте 1960 г. (аналогичные испытания Р-16 - в августе 1960 г.), первое лётное испытание Р-14 - в июне 1960 г. (Р-16 - в феврале 1961 г.), на вооружение Р-14 была принята в апреле 1961 г. (Р-16 - в октябре 1961 г.).

В июне 1961 г. за успешную разработку и сдачу на вооружение БРК Р-14 состоялось награждение отличившихся участников работ. Главный конструктор М.К. Янгель был вторично удостоен звания Героя Социалистического труда, его заместители И.И. Иванов и Н.Ф. Герасюта, также получили Золотые звёзды Героев. Из состава награждённых работников ОКБ-456 высшие награды получил заместитель главного конструктора В.И. Лаврентец-Семенов - звание Героя Социалистического труда, ведущий конструктор разработки двигателя М.Р. Гнесин и ведущий конструктор по производству Н.А. Деркачёв - ордена Ленина. В этот же период времени В.П. Глушко и ряд работников ОКБ-456 были награждены за обеспечение полёта Ю.А. Гагарина.

Но не только радость трудовых успехов и получения наград разделяли работники ОКБ-586 и ОКБ-456. В катастрофе, произошедшей на полигоне 24 октября 1960 г. в процессе проведения нештатных работ при подготовке первого лётного испытания ракеты Р-16, трагически погибли около сотни участников этих работ, в их числе работники ОКБ-586 и ОКБ-456.

Принятие на вооружение ракет Р-14 и Р-16 стало финалом первого этапа работ в программе их создания. Следующей задачей, решаемой коллективами ОКБ-586 и ОКБ-456, стало обеспечение старта этих ракет из шахтного сооружения. Эти работы были начаты в 1960 г. и в 1963г. обе ракеты в унифицированном варианте Р-14У и Р-16У были приняты на вооружение.

В истории ракетостроения в СССР ракеты Р-12, Р-14 и Р-16, исходя из уровня реализованных в них энергетических, эксплуатационных и боевых характеристик, принято считать ракетами первого поколения. Пути для разработки следующего поколения боевых ракет открыло размещение ракет в шахтных сооружениях. Это, в свою очередь, позволило применить в качестве окислителя четырёх окись азота, или озотный тетроксид (АТ), который в сравнении с ранее используемой АК-27И обладал двумя существенными преимуществами: обеспечивал более высокий удельный импульс тяги и был менее коррозионно агрессивен. Последнее позволяет держать ракеты в высокой боеготовности с заправленными баками в течение нескольких лет (при заправке АК-27И - не более трёх месяцев). До строительства шахтных сооружений использовать АТ в ракетах с залитыми баками мешала относительно высокая температура замерзания АТ - минус 11 °С. Сочетание АТ+НДМГ стало основным ракетным топливом практически у всех боевых и большинства космических ракет Советского Союза и получило неофициальное название "штатного топлива".

Всё время стремящееся идти в авангарде ракетостроения, ОКБ-586 не могло остаться в стороне от применения нового окислителя. В 1962 г. начались работы по созданию семейства боевых ракет нового поколения, получивших обобщённое обозначение Р-36. К разработке двигателей для этих ракет по положительному опыту предыдущих работ и сложившимся дружественным отношениям между коллективами было привлечено ОКБ-456.

По предложению ОКБ-456 разработка двигателей для первой и второй ступени проводилась с использованием идеи модульного двигателя. Двигатель первой ступени 8Д723 объединял на общей раме три двухкамерных двигательных блока 8Д518, на второй ступени устанавливался двигатель 8Д724, представляющий тот же двигательный блок, только с высотными соплами у камер.

Отработка двигательных блоков на стендах ОКБ-456 прошла довольно быстро и не вызвала больших затруднений. Однако история ракетного двигателестроения показывает, что каждому вновь разрабатываемому ЖРД как бы "свыше" отпущено определённое, в зависимости от новизны и сложности конструкции двигателя, количество технических вопросов, которые должны быть разрешены в обеспечение безаварийной работы при лётной эксплуатации. Это получило подтверждение и при создании двигателей для Р-36. Только на этот раз устранение дефектов, проявляющихся при огневых стендовых испытаниях двигательных блоков, "переместилось" с этапа доводочных испытаний на этап серийного изготовления товарной продукции. Сложилась ситуация, которую можно охарактеризовать, перефразируя известный афоризм А.В. Суворова: "Легко в доводке - тяжело в серийном производстве".

Высококачественную неустойчивость рабочего процесса в камере сгорания устраняли силами комплексных "пожарных" команд на серийном заводе № 586. (Основной конструкторский состав и огневые стенды ОКБ-456 в это время занимались созданием двигателя для ракеты УР-500, разрабатываемой в ОКБ В.Н. Челомея.) В состав указанных команд входили конструкторы, расчётчики и испытатели ОКБ-456, конструкторы КБ-4 ОКБ-586 и научные сотрудники отраслевых НИИ. Работы велись в нервной обстановке, создаваемой работниками главных управлений МОМ и МО, т.к. постановка ракет Р-36 на боевое дежурство должна была сократить отставание ракетно-ядерного потенциала СССР от аналогичного потенциала США. В этой ситуации большую моральную и организационную поддержку оказывал М.К. Янгель. И это необходимо особо подчеркнуть, т.к. в аналогичной обстановке, сложившейся при задержке стендовой отработки двигателя ракеты Р-9А, С.П. Королёв не щадил самолюбия В.П. Глушко, резко критикуя его за эти задержки на совещаниях "в верхах".

Общими усилиями конструкторов и научных сотрудников устойчивость горения в камерах двигателей Р-36 была обеспечена, в 1966 г. успешно завершились лётные испытания и в 1967 г. первая ракета 8К67 из семейства Р-36 была принята на вооружение.

Разработанные для ракеты 8К67 двигатели с некоторыми

конструкторскими изменениями были использованы для комплектации межконтинентальной орбитальной ракеты 8К69 (принята на вооружение в 1968 г.) и МБР 8К67П (принята на вооружение в 1970 г.).

В период разработки этих ракет конструкторы серийного отдела КБ Энергомаш (так с 1967 г. стало называться ОКБ-456) вместе с конструкторами КБ-4 обеспечивали в рамках конструкторского сопровождения серийного производства двигателей дальнейшее повышение технологичности и надёжности их конструкции.

60-е годы прошлого века в истории ракетостроения отмечены бурным внедрением новых научно-технических достижений, позволяющих перейти на новый технический уровень и приступить к созданию ракетной техники третьего поколения. Разработчики ракетных двигателей также не остались за бортом научно-технического прогресса и перешли на создание двигателей по схеме с дожиганием генераторного газа, что позволяло поднять давление в камере сгорания в несколько раз без потерь удельного импульса тяги.

В КБЭМ в конце 50-х - начале 60-х годов велись исследовательские работы по созданию двигателя для первой ступени космической ракеты сверхтяжёлого класса Н1, разрабатываемой в ОКБ-1 под руководством С.П. Королёва. Однако представленный в 1962 г., как оказалось на конкурентных началах, эскизный проект двигателя на топливе АТ+НДМГ, при формировании эскизного проекта ракеты Н1 был отклонён Королёвым, продолжавшим исповедовать применение только кислородно-керосинового топлива. Проект однокамерного двигателя 11Д43 тягой 150 тс, работающего по схеме с дожиганием генераторного газа, был принят В.Н. Челомеем для первой ступени разрабатываемой в то время боевой ракеты тяжёлого класса УР-500. Как было принято в те годы, работы по созданию двигателя велись интенсивно и уже в середине 1963 г. начались стендовые доводочные огневые испытания. В мае 1965 г. успешно прошли МВИ двигателя, что позволило приступить к лётным испытаниям. Первое лётное испытание ракеты УР-500 состоялось 16 июля 1965 г. К этому времени боевое предназначение ракеты УР-500 было пересмотрено и вместо неё появилась космическая РН "Протон". Эта РН, претерпев почти за 50 лет лётной эксплуатации несколько модернизаций, в том числе и по двигателю 11Д43, до сих пор находится в лётной эксплуатации.

В этот же период времени в ОКБ-456 велись разработки однокамерного двигателя 8Д420 тягой 640 тс по схеме "газ-газ" для предлагаемой Челомеем РН УР-700, являющейся альтернативным вариантом РН Н1 для пилотируемого полёта на Луну.

Так в 1962 г. в истории двигательного ОКБ-456 появился третий головной разработчик ракетных комплексов. Что же послужило причиной начать работать с новым ракетным ОКБ?

С первым из трёх - ОКБ-1 - после отклонения С.П. Королёвым в 1962 г. предложенных ОКБ-456 в эскизном проекте трёх вариантов двигателя для первой ступени РН Н1, совместная разработка новых ракет прекратилась и возобновилась только в 1974 г., когда Глушко возглавил НПО "Энергия", созданное на базе ОКБ-1.

Второй головной разработчик - ОКБ-586 - во второй половине 60-х годов занимался разработкой ракет 8К69 и 8К67П, которые комплектовались двигателями, созданными в ОКБ-456 до 1965 г.

Так у ОКБ-456 появилась пауза в заказах на разработку двигателей от ОКБ-1 и ОКБ-586.

В человеческой деятельности практически любое принимаемое решение имеет побудительную причину, которая в свою очередь содержит две составляющие: субъективную и объективную. В нашем случае субъективной причиной для В.П. Глушко начать работы с ОКБ Челомея явилась возможность показать всему ракетному сообществу и персонально С.П. Королёву, что "забракованный" двигатель 11Д43 может быть успешно использован в составе ракеты, а сроки его разработки вписываются в график создания РН Н1.

Разработка двигателя 8Д420 для РН УР-700 являлась дальнейшим развитием идеологического спора В.П. Глушко и разделяющих его позицию ряда главных конструкторов с С.П. Королёвым, который продолжал настаивать на нецелесообразности применения высококипящего ракетного топлива.



Ракеты Р-14, Р-16 и Р-9

Объективная часть причины принятого Глушко решения вытекает из особенности положения ОКБ-456 как разработчика двигателей, являющихся ракетной системой. Все двигательные ОКБ находятся в положении "невесты на выданье в ожидании сватов", т.е. зависят от приглашения со стороны ракетчиков участвовать в новых разработках. И если будешь капризничать и выбирать головного разработчика, то останешься без работы. Как раз это и могло произойти с ОКБ-456 в 60-х годах.

Однако вполне объективная с точки зрения ОКБ-456 завязка производственных отношений с ОКБ Челомея наложила негативный отпечаток на личные отношения между М.К. Янгелем и В.П. Глушко, сказавшиеся и на продолжении совместной работы возглавляемых ими ОКБ. В середине 60-х годов в ОКБ-586 на волне научно-технической революции приступили к проектно-конструкторским работам по созданию БРК нового поколения. По предложению М.К. Янгеля к разработке нового БРК была привлечена кооперация ОКБ и заводов, участвующих в создании БРК Р-36. Но в список участников была внесена корректива - вопреки сложившимся и хорошо отлаженным связям с ОКБ Глушко для разработки двигателей привлекалось ОКБ Конопатова (г. Воронеж).

Почему же Янгель решил заменить традиционного для ОКБ-586 разработчика двигателей? Просматриваются две причины. Первая, которую можно определить в качестве официальной: ОКБ Глушко перегружено имеющимися у него работами. Однако переговоров между Янгелем и Глушко или письменного обращения для выяснения положения дел с загрузкой ОКБ и опытного завода не произошло. Это даёт основание считать, что дело не в занятости бывшего постоянного партнёра другими делами. Вторая причина - личная обида Янгеля на Глушко за его участие в разработках Челомея, ближайшего конкурента Янгеля. Тем более, что в эти годы разрабатываемый Янгелем проект мощной космической ракеты Р-56 был закрыт, а челомеевская УР-500 получила статус "особо важного проекта". Не нужно удивляться или возмущаться нашей трактовке причины отказа Янгеля от дальнейшего сотрудничества с Глушко. Главные конструкторы тоже люди и им присущи общечеловеческие черты характера, а такие как честолюбие и амбиции являются профессиональной принадлежностью их характера.

В нашей памяти сохранился ещё один аналогичный случай конфликта между главными конструкторами ракетной техники. В 1959 г. Королёв в процессе ведущей разработки МБР Р-9 обратился в ЦК КПСС с предложением заменить ОКБ-456, разрабатывающего двигатели в соответствии с правительственным постановлением, на ОКБ, занимавшегося до этого разработкой авиационных двигателей под руководством Н.Д. Кузнецова. Специально созданная комиссия во главе с председателем ГКОТ К.Н. Рудневым отвергла предложение Королёва как технически не обоснованное. А причина такого предложения по убеждению посвящённых в этот конфликт таилась в личных претензиях Королёва к Глушко в связи с разработкой двигателей для ОКБ Янгеля и в первую очередь для МБР Р-16, которая конкурировала с королёвской Р-9.

В.П. Глушко не мог согласиться с неучастием в разработке двигателя для МБР нового поколения. Были ли личные встречи или переговоры между Глушко и Янгелем по этому вопросу, нам неизвестно. А многочисленные письма по этому поводу в адрес министерства, ВПК, ЦК КПСС в архиве имеются. В них Глушко обстоятельно доказывает целесообразность поручить его ОКБ, теперь уже КБ ЭМ, разработку двигателя для первой ступени. В качестве главного аргумента он приводит накопленный опыт работ по созданию двигателя 11Д43, параметры, характеристики и технология изготовления которого близки к требуемому для новой ракеты двигателю. Кроме того, при подготовке к разработке двигателя 11Д43 была проведена реконструкция огневого стенда и частичное технологическое перевооружение цехов опытного завода. Всё это, безусловно, способствовало высокому качеству разрабатываемой конструкции и технологии изготовления двигателей. Доводы Глушко были сочны и убедительными, Янгель, по нашему мнению, получил моральное удовлетворение - сам Глушко добивался принять участие в его проекте. Доволен был и коллектив КБЭМ - он получил воз-

можность продолжить совместную работу с дружественным коллективом КБ "Южное".

В августе 1969 г. состоялось заседание Совета Оборона СССР, на котором выбиралось дальнейшее направление работ по ракетному вооружению РСВН. Рассматривались две концепции, представленные М.К. Янгелем и В.Н. Челомеем. В.П. Глушко на этом заседании поддерживал позицию М.К. Янгеля и его авторитет тоже оказал положительное влияние на победу этой концепции.

В соответствии с принятыми решениями были разработаны МБРК 15А14 тяжёлого класса и 15А15 лёгкого класса. Двигатели первых ступеней этих ракет разрабатывались в КБЭМ. После полного цикла наземной и лётной отработки ракеты были в 1975 г. приняты на вооружение и поставлены на боевое дежурство. И как бы подчёркивая их боевое совершенство, ракеты 15А14 по американской классификации получили наименование "Сатана". В период 1976-80 гг. ракеты 15А14 и 15А15 были модернизированы в части совершенствования системы управления, системы прицеливания и боевого оснащения. Характеристики двигателей у обеих ракет полностью удовлетворяли новым требованиям и поэтому двигатели модернизации не подвергались. Модернизированные ракеты получили обозначение 15А18УПТХ и 15А16УПТХ и были приняты на вооружение в 1980 г.

За создание семейства боевых ракет нового поколения КБ "Южное" и ЮМЗ были награждены орденами Октябрьской революции, главному конструктору КБ В.Ф. Уткину и директору завода А.М. Макарову вторично присвоено звание Героев Социалистического труда. Было отмечено участие в разработке ракет и КБЭМ: предприятие награждено орденом Октябрьской революции, а главный конструктор КБ В.П. Радовский удостоен звания Героя Социалистического труда. П

(Продолжение следует.)



Старт одной из ракет семейства Р-36



ОБОРОНЭКСПО | 2014

МЕЖДУНАРОДНАЯ ВЫСТАВКА И ФОРУМ
ВООРУЖЕНИЯ • ТЕХНОЛОГИИ • ИННОВАЦИИ

ПОВЕРКА ОТРАСЛИ

13-17 АВГУСТА

Оборонно-промышленный комплекс демонстрирует последние достижения на приоритетных направлениях



Вооружение и техника ПВО.
Ракетно-космическая техника.
Высокоточное оружие.



Системы боевого управления и связи.
Средства радиоэлектронной борьбы
и информационной безопасности.



Средства разведки.
Беспилотные летательные аппараты и комплексы.
Роботы и робототехника.



Ракетные и артиллерийские системы и комплексы.
Автобронетанковая техника и вооружение.
Вооружение ВВС и ВМФ.



Инновационные материалы и технологии
в оборонной промышленности.

И многое другое, чем гордится сегодня ОПК...

ОРГАНИЗАТОРЫ



ТУРБУЛЕНТНОСТЬ.

ГРАДИЕНТНЫЕ ВОЛНЫ КЕЛЬВИНА-ГЕЛЬМГОЛЬЦА

На основании проделанного теоретического и экспериментального анализа изложена физика возникновения градиентных волн Кельвина-Гельмгольца, основанная на проявлении нелинейных дисперсных эффектов.

Продemonстрирован синергетический метод исследования нелинейных физических процессов на примере градиентных волн Кельвина-Гельмгольца.

Получены решения, описывающие эволюцию градиентной волны Кельвина-Гельмгольца при начальных условиях развития волн Толмина-Шлихтинга.

Done on the basis of theoretical and experimental analysis, the physics of gradient Kelvin-Helmholtz waves, based on the manifestation of nonlinear dispersive effects is presented.

The synergistic method of research in nonlinear physical processes on the example of gradient Kelvin-Helmholtz waves is demonstrated.

The solutions in describing of evolution of the gradient Kelvin-Helmholtz waves at the initial conditions of Tollmien-Schlichting wave motion is obtained.

Ключевые слова: турбулентность, вихри, волны.

Keywords: turbulence, vortex, waves.

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

Николай Юрьевич Кочетков, к.т.н.

В предыдущей работе [1] волновое движение было выделено как особый вид турбулентного течения сплошной среды. Действительно, если рассматривать это движение как послойное, и линии тока считать эквидистантными, то его можно считать одновременно и ламинарным. То есть этот вид движения справедливо называть движением в переходном режиме. Но все это - условности, и мы также условимся называть турбулентное течение либо вихревым, либо торсионным, либо течением в виде их комбинаций и комбинациями с другими видами течения.

Вернемся к волновому движению сплошной среды. Ранее [1] было показано, что оно следует после ламинарного, то есть при увеличении числа Рейнольдса наступает ситуация, когда ламинарное течение становится неустойчивым. Возникают синусоидальные волны Толмина-Шлихтинга. Это - результат воздействия на упругую среду внешних возмущений, порожденных либо трением (вязкостными силами), либо положительным градиентом давления, связанным с появлением кривизны линий тока. Эти возмущения как традиционно принято говорить "случайные возмущения", неслучайные. Они уже заложены в структуре потока, в котором из-за названных выше причин появляются нормальные составляющие относительно линии тока. При малых скоростях потока зависимость скорости от координаты, перпендикулярной линии тока y , слабая. Другими словами зависимость $v(y)$ находится в условиях пропорциональности. Процесс происходит в линейной упругой зоне параметров. Здесь справедлив закон Гука - напряжение и деформация пропорциональны друг другу. Этот великолепный закон имеет статус универсального, и он работает в различных разделах физики не зависимо от строения и фазы упругой среды. При увеличении нагрузки на поток, т.е. при повышении числа Рейнольдса, возникает новая ситуация, когда помимо нормальной составляющей, на линии тока начинает по-особому воздействовать продольная составляющая. Так, например, если у стенки канала, в который заключен поток, из-за трения скорость равна нулю, а в непосредственной близости она изменяется пропорционально нормальной ей координате, либо линии тока, то в дальнейшем, в отмеченных выше условиях, она начинает зависеть нелинейно. В этом случае уже говорят, что поток, движущийся в волновом режиме, то есть в режиме Толмина-Шлихтинга, будет деформироваться. Скорость движения волны будет зависеть от ее амплитуды. Волна из синусоидальной будет превращаться в так называемую градиентную волну Кельвина-Гельмгольца (рис. 1). С этого момента течение становится нелинейным. С математической точки зрения наступает момент, когда в уравнениях движения необходимо учитывать нелинейные (конвективные) члены.

О Роберте Гуке, как о родоначальнике теории упругости

Великий английский ученый, естествоиспытатель и изобретатель Роберт Гук оставил свой глубокий и четкий след как в исто-



Роберт Гук

рии мировой науки так и в ее содержании. Будучи по своей дерзкой натуре экспериментатором, он все свои научные достижения наглядно и эффектно демонстрировал членам английского Королевского общества, проводя в их присутствии уникальные опыты. К сожалению, о научных достижениях Роберта Гука говорят традиционно очень мало, а в книгах, за малым исключением, излагается его великолепный закон упругости. Все, от школьника до зрелого специалиста, как "Отче наш" знают, что деформация пропорциональна напряжению. Такое, на первый взгляд, простое утверждение лежит в основе всей теории упругости. Но этот же закон породил, тем не менее, многие направления в физической науке. Теория колебаний, теория малых возмущений в сверхзвуковой и гиперзвуковой газовой динамике, теория динамики низкотемпературной плазмы, теория устойчивости движения жидкости и т.д. явились воплощением этого закона. Но! Помимо этого закона, Роберт Гук раньше Бойля (и тот не возражал) открыл закон Бойля-Мариотта. Им была впервые выдвинута идея о волнообразном распространении света, открыта интерференция света, выдвинута гипотеза о поперечном характере световых волн. Гук впервые продемонстрировал, что высота звука определяется частотой колебаний. Показал, что теплота - это движение частиц тела. Он зафиксировал факт постоянства температуры таяния льда и кипения воды. С помощью созданного им микроскопа он впервые обнаружил живую клетку и ввел понятие "cell" - клетка. Одним из главных открытий Роберта Гука является закон всемирного тяготения $1/r^2$. Гук это сделал раньше Ньютона, и только благодаря воле хитрого политического игрока Вольтера, пользовавшегося невероятной популярностью в светских салонах Ньютон предстал как первооткрыватель этого закона мироздания. К сожалению, следует констатировать весьма трагичный факт из жизни великого Исаака Ньютона. Он после смерти Гука уничтожил все его портреты. Представленный в работе портрет Роберта Гука является лишь современной реконструкцией по описаниям его коллег. Но тут ни-

чего не поделаешь! Уходят годы, столетия, а великие люди и их открытия все равно остаются в памяти благодарных потомков. И сейчас наши современники с особым трепетом и уважением вспоминают имя гениального ученого Роберта Гука.

Нелинейность физики. Синергетические методы

Известно, что многие уравнения математической физики описываются уравнениями в частных производных и содержат нелинейные члены, в которых коэффициенты перед свободными производными зависят от функций или аргументов. К нелинейным уравнениям также относятся и уравнения с пересекающимися производными, с трансцендентными коэффициентами и другие всевозможные комбинации. То есть все, что отличается от линейного, называется нелинейным.

Можно привести несколько примеров нелинейных уравнений, которые в физической и математической науках играют важную роль. Это - уравнение Кортевега-де-Вриза, уравнение Кадомцева-Петвиашвили, уравнение Шредингера, уравнение Клейна-Гордона и др. Такие уравнения в настоящее время, как говорят, "не решаются, а пытаются". Прежде чем решить подобное уравнение, необходимо его как следует проанализировать. В этой ситуации помогают теорема Коши-Ковалевской об интегрируемости и признак интегрируемости Ковалевской-Пенлеве. Не вдаваясь в дальнейшие уточнения о малочисленных методах известных аналитических решений, которые можно найти в специальной литературе по нелинейным уравнениям и литературе о солитонах [2], остановимся на том, как нелинейные уравнения решаются в практической деятельности.

Поскольку для каждого конкретного случая точных способов решения обычно не находят, то успеха добиваются, комбинируя численные и аналитические методы. Н. Забуский назвал такой комбинированный подход синергетическим (от греческого "синергетика" совместное или согласованное действие). "Синергетический подход к нелинейным математическим и физическим задачам", - писал он, - можно определить как совместное использование анализа и численной машинной математики для получения решений". Часто нелинейную динамику называют синергетикой. Этот неологизм синергетика (как наука) акцентирует влияние на согласованности взаимодействия частей при образовании структуры как единого целого.

В газодинамической науке также возможно использование методов синергетики. Покажем это на примере, иллюстрирующем эволюцию градиентной волны Кельвина-Гельмгольца.

Об эволюции градиентных волн Кельвина-Гельмгольца

Математический аппарат для описания динамики развития градиентных волн Кельвина-Гельмгольца на сегодняшний день отсутствует. Во всяком случае, не встречается в литературе какое-либо объяснение этого феномена с использованием каких-либо уравнений математической физики. Да, следует отметить прогресс в части изучения солитонов. Но эти достижения носят либо чисто эмпирический характер, либо расчетный с применением идеализированных моделей. Наиболее популярное и нашумевшее в свое время нелинейное уравнение, полученное Кортевегом и де-Вризом для описания течения на "мелкой" воде, явилось рубежом забвения солитонной тематики после Джона Скотта Рассела.

Это уравнение породило ошеломляющую научную инициативу и дало мощный импульс развития теории солитонов в различных областях физики. Решение этого уравнения (УКФ) было получено в виде простейшего солитона и описывалось, как принято говорить в специальной литературе, обратным квадратом секанса. Внешне этот солитон имел симметричное очертание и был похож на обычную стоячую волну.

Известно, что солитоны будут устойчивы, когда конкуренция диссипативных и дисперсных членов достигает баланса. Проще, когда нелинейный член равен вязкостному. В связи с этим наиболее простым и наглядным уравнением нелинейной математичес-

кой физики является уравнение Бюргерса

$$v_\tau + vv_x = \eta v_{xx}$$

которое в самом чистом виде показывает присутствие нелинейного члена и вязкостного. Это уравнение по существу является упрощенным уравнением Навье-Стокса. С помощью этого уравнения можно иллюстрировать сразу проявление двух эффектов: влияние на течение нелинейности и влияние вязкости. Для понимания динамики развития градиентных волн Кельвина Гельмгольца будем рассматривать еще более упрощенное уравнение, содержащее только нелинейный член. Это- уравнение Хопфа [3]

$$v_\tau + vv_x = 0.$$

Будем решать задачу Коши для этого уравнения с начальным условием $v = \varphi(x)$ при $\tau = 0$ в диапазоне $-\infty < x < \infty$. При этом закон изменения начального профиля скорости возьмем из работы [1], где он был получен аналитически при решении задачи Толмина-Шлихтинга. Для простоты воспользуемся уже готовым численным решением, представленном в работе [4], подобрав при этом коэффициенты при функции синус такими, чтобы кривая, описывающая скорость в начальный момент времени максимально совпадала по форме с классической кривой "обратный квадрат секанса"

$$Y(x) = ch^{-2}(x - \frac{\pi}{4}) + 1 \approx \frac{1}{2} \sin 2x + \frac{3}{2}.$$

В этом месте мы как раз применяем синергетический метод, то есть полученные аналитические решения мы заложили в численное решение нелинейного уравнения Хопфа. Решение такой задачи Хопфа будет определять эволюцию так называемой уединенной волны (рис. 1).

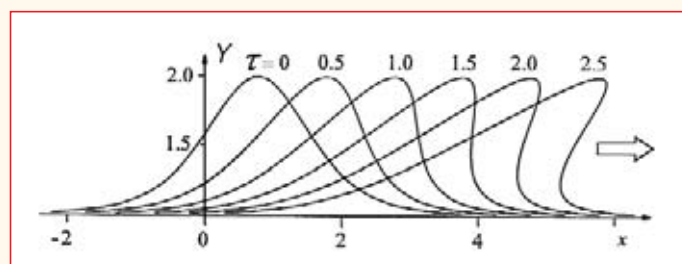


Рис. 1 Результат расчёта деформации градиентной волны Кельвина-Гельмгольца

Из рис. 1 четко видно, что симметричная волна Толмина-Шлихтинга постепенно превращается в градиентную волну Кельвина-Гельмгольца. Также видно, что, начиная с некоторого момента времени, происходит опрокидывание волны. Этот процесс постепенно приходит к ситуации, когда наступает так называемая "градиентная катастрофа". Волна может накрыть поверхность, вдоль которой она развивается. В случае учета вязкостных сил, видимо, этой катастрофы может и не произойти, и на гребне волны может сформироваться спиральное и в дальнейшем вихревое течение. Но этот вопрос требует детального анализа и должен быть подкреплен экспериментом. В некоторой части природа его уже провела (рис. 2).



Рис. 2 Эксперимент природы по превращению волны Толмина-Шлихтинга в градиентную волну Кельвина-Гельмгольца и её деформации

Природные явления для доказательства нелинейных газодинамических эффектов

В работе [5] был сделан анализ развития турбулентного пограничного слоя вблизи обтекаемой стенки сопла и в том числе были качественно описаны градиентные волны Кельвина-Гельмгольца. Для дополнительного подтверждения этого фундаментального газодинамического эффекта были приведены фотографии природных явлений, представленные в Интернете корпорацией Microsoft.

Классической иллюстрацией градиентных волн Кельвина-Гельмгольца является накрывная волна, зарождающаяся в океане при шторме. Такая волна - вожденная мечта спортсменов - экстремалов, специализирующихся по серфингу (рис. 3).



Рис. 3 Мечта серфенгиста



Рис. 4 Градиентные волны Кельвина-Гельмгольца над вершинами гор...



Рис. 5 ...и в атмосфере Сатурна...

Другими примерами могут служить великолепные небесные картины природы, сформировавшиеся из облаков над горным массивом Земли и в гигантской атмосфере Сатурна (рис. 4, 5). Можно представить восторг людей, наблюдавших эти классические газодинамические явления над крышей своего дома (рис. 6).

Литература

1. Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность. Волны Толмина-Шлихтинга. // Двигатель № 1, 2014 г.
2. Р. Додд, Дж. Эйлбек, Дж. Гиббон, Х. Моррис. Солитоны и нелинейные волновые уравнения. М. Мир. 1988 г.
3. М. Абловиц, Х. Сигур. Солитоны и метод обратной задачи. М. Мир. 1987 г.
4. А.Д. Полянин, В.Ф. Зайцев, А.И. Жуков. Методы решения нелинейных уравнений математической физики и механики. М. Физматлит, 2005 г.
5. Ю.М.Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность в РДТТ. Разделительные линии. // Двигатель №4, 2010 г.

Связь с автором: swgeorgy@gmail.com



Рис. 6 ...и над крышей дома своего

ИНФОРМАЦИЯ

В ОАО "Авиадвигатель" состоялся научно-технический совет, посвященный созданию силовой установки для самолета с полностью электрифицированным оборудованием.

Поводом для мероприятия послужило решение Экспертного совета ФГУП "ЦАГИ" рекомендовать для утверждения Минпромторгу России проект "Комплексной программы по созданию полностью электрического самолета" (ПЭС), рассчитанной на период с 2014 по 2022 гг. Модернизацию двигателя ПС-90А и его систем под концепцию ПЭС предстоит выполнить пермскому КБ в коопе-

рации с другими предприятиями.

В настоящее время одним из стратегических направлений развития мировой авиации является переход к концепции самолета с полностью электрифицированным оборудованием (устоявшееся наименование - "полностью электрический самолет" или ПЭС), под которым понимается самолет с единой централизованной системой электроснабжения, обеспечивающей все энергетические потребности самолета.

В НТС приняли участие представители ОАО "Туполев", ФГУП "ЦИАМ", ОАО "ОДК", ОАО "НПО "Сатурн", ОАО "УМПО"

- ОКБ им. А. Люльки, ОАО "Электропривод", ОМКБ, ОАО "Молния", ОАО "Стар", ОАО "Авиационное оборудование", ЗАО "Диаконт".

"При разработке экспериментального двигателя на базе ПС-90А для ПЭС следует использовать весь опыт, накопленный нами при создании двигателя ПД-14. Мы должны применить технологии - от проектирования до производства - конкурентоспособные в первой четверти XXI века", - подчеркнул Александр Иноземцев, генеральный конструктор ОАО "Авиадвигатель".

(Инф. по проблеме ПЭС см. стр. 46. Ред.)

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ ПОТЕРЬ В ТЯГОВЫХ СЕТЯХ ГОРЭЛЕКТРОТРАНСПОРТА

Андрей Александрович Батов, к.э.н., генеральный директор МУП "ИжГорЭлектроТранс", г. Ижевск
Александр Николаевич Лекторский, технический директор МУП "ИжГорЭлектроТранс", г. Ижевск
Дмитрий Степанович Лучкин, инженер-программист
Степан Лазаревич Лучкин, к.т.н., Заслуженный изобретатель РФ, инженер-электрик

Статья посвящена созданному на муниципальном предприятии "ИжГорЭлектроТранс" аппаратно-программному комплексу измерения потерь в контактно-рельсовой сети трамвая. Система может найти применение в троллейбусных сетях, на железнодорожном электротранспорте, в метро.

This article is devoted to the Apparatus-Programmed System for the resistance of losses measurement in the Contact-Tramrails Network. This system was made in the municipal enterprise "IzhGorElectroTrans". This system may be used in trolleybus electric networks, in the railway electro transport, and also in the metropolitan railway.

Ключевые слова: электротранспорт, тяговые сети, измерения.

Keywords: Electrotransport, Electric traction networks, Measurements.



Рис. 1 Дуга, образовавшаяся на месте стыка рельсов

Затраты на электроэнергию составляют львиную долю в стоимости проезда на любом виде электротранспорта. Поэтому экономия электроэнергии - одно из основных направлений повышения эффективности электротранспорта. Но чтобы экономить, надо знать, где и сколько теряем. На фотографии (рис. 1), взятой из интернета, видна дуга, образовавшаяся между нарушенными соединениями стыка рельсов. Можно заметить, что по рельсовому пути в местах стыков даже зимой образуются проталины. Но это только видимые проявления потерь.

"Инструкция по ограничению токов утечки из рельсов трамвая" изд. 1983 г. [1] предлагает статистические методы измерения потерь на основе суммарных затрат на электроэнергию по месяцам, за год и сравнение их с допустимыми. Допустимыми называют потери 26 % электроэнергии [2]. В "инструкции" предлагается вычислять потери в рельсах по току в рельсах и падению напряжения на участках рельсового пути, в том числе стыках, где рекомендуется измерять качество стыков с помощью летучих схем - стыкомеров, что непроизводительно и затратно.

На выставке "ЭлектроТранс 2013" [3] НПП "Энергия" были представлены разработки в области повышения энергоэффективности электрического транспорта, в том числе, выпрямительные агрегаты с повышенным КПД, а также система диагностики тяговой сети, устанавливаемая на тяговых подстанциях и решающая задачу защиты от аварий, а также измерения потерь на собственно подстанциях.

Вниманию заинтересованных специалистов предлагается созданный на предприятии "ИжГорЭ-

лектроТранс" аппаратно-программный комплекс, позволяющий охватить измерениями всю сеть силового питания, а именно тяговую подстанцию (ТПС), кабели-фидеры, подводящие электроэнергию от ТПС к контактной сети (к.с.) и отводящие ток от рельсов, а также собственно контактную и рельсовую сеть (р.с.) трамвая.

Комплекс предварительно испытан на предприятии, где можно более подробно ознакомиться с результатами.

В системе главным измеряемым параметром является суммарное сопротивление R_{Σ} потерь в отдельных точках контактно-рельсовой сети.

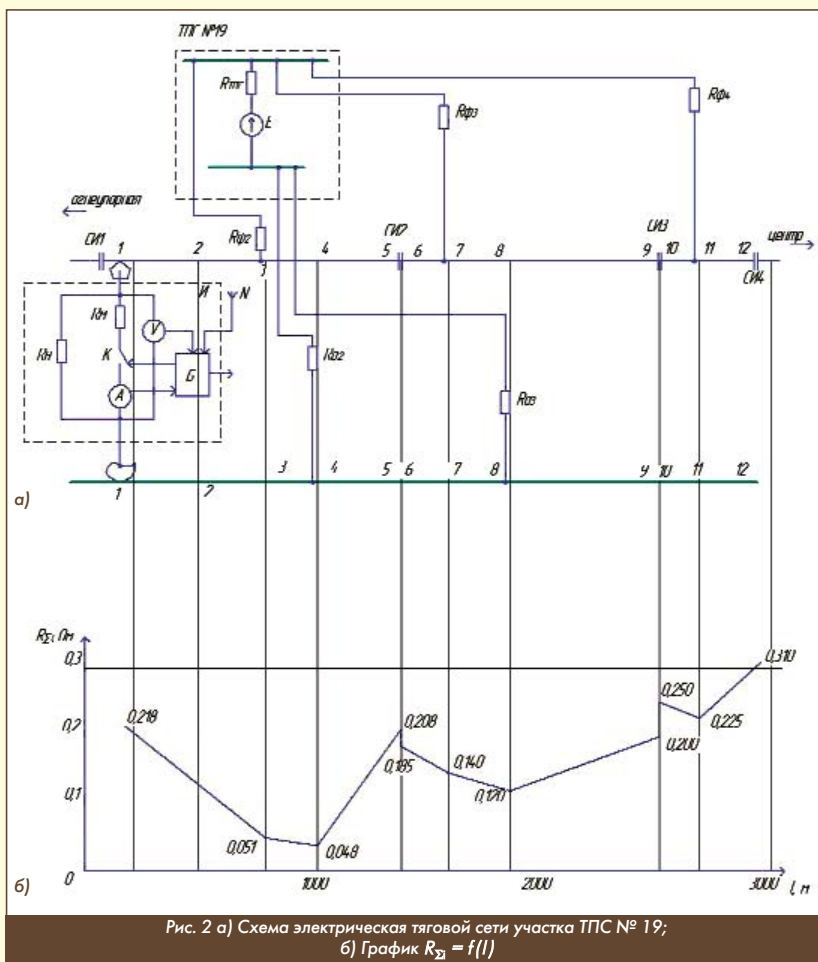


Рис. 2 а) Схема электрическая тяговой сети участка ТПС № 19; б) График $R_{\Sigma} = f(l)$

На рис. 2 приведена электрическая схема (а) диагностируемой тяговой сети, измеритель I сопротивления $R_{\Sigma i}$ и график (б), построенный по результатам измерений $R_{\Sigma i}$ на участке питания сети от ТПС № 19. Обозначено: ТПС - тяговая подстанция с выпрямительным агрегатом - генератором постоянного напряжения с эдс E и эквивалентным внутренним сопротивлением $R_{ТПС}$; "+Ш" и "-Ш" - шины ТПС, к которым присоединены три фидера 192, 193, 194 питания к.с. с собственными сопротивлениями $R_{\phi 2}, R_{\phi 3}, R_{\phi 4}$, соединенные в точках 3, 7, 11 с к.с., а также фидеры о-192, о-193 обратного тока с сопротивлениями R_{o2} и R_{o3} , соединенные в точках 4 и 8 с р.с. Три фидерных участка района питания ТПС № 19, разделены секционными изоляторами СИ1...СИ4. 1 - 12 - диагностируемые точки к.с., им соответствуют точки на р.с.

О выборе точек измерения. Целесообразно предварительно назначать точки измерения - контрольные точки (КТ), к которым относятся точки присоединения фидеров, точки непосредственно прилегающие к секционным изоляторам.

Если после измерений в КТ не обнаружены значения $R_{\Sigma i}$, выходящие за допустимый предел, секция считается исправной, в противном случае после анализа результатов следует на проблемном отрезке выполнить более частые измерения для локализации неисправного отрезка к.с. или р.с.

Измеритель I , размещен в салоне трамвая-лаборатории, он содержит модулирующее сопротивление R_m , вольтметр V , амперметр A , ключ K , ГЛОНАСС-модуль НАВИА ML8088S с антенной N , микроконтроллер и персональный компьютер (ПК).

Микроконтроллер предназначен для управления процессом измерения, передачи результатов измерения на ПК. ПК выполняет последующую обработку, отображает и сохраняет в памяти результаты измерений, а также информирует оператора о приближении к точкам, в которых необходимо проводить измерения.

С помощью ГЛОНАСС-модуля вычисляются текущие координаты вагон-лаборатории в реальном масштабе времени.

В эксперименте трамвая-лаборатория продвигается от точки 1 к точке 2 и т.д. В диагностируемых точках останавливается, и в течение примерно двух минут измеряется $R_{\Sigma i}$. О приближении к месту измерения (останова) программа сообщает оператору на основе данных, полученных от модуля ГЛОНАСС. Оператор сообщает водителю о приближении к месту измерения и дает команду остановки. Вагон останавливается, оператор нажимает кнопки на экране ПК запускает процесс измерения.

Измерения $R_{\Sigma i}$ в точке 1 производится следующим образом (рис. 2а). При включении рабочего режима в измерительной цепи протекает ток по цепи: +Е, шина "+Ш" на ТПС, фидер 192 питания к.с. с сопротивлением $R_{\phi 2}$, участок 3-1 к.с. с сопротивлением $r_{кc}(3-1)$, пантограф, нагрузка R_n , измеритель I , ось колес со щетками, проводящий обод колеса, участок рельсовой сети 1-4 с сопротивлением $r_{pc}(1-4)$, фидер о192 обратного тока с сопротивлением R_{o2} , шина "-Ш" ТПС, -Е.

Из блока Б на вход драйвера ключа K поступает управляющий сигнал U_y (рис. 2 а), который включает и выключает нагрузку R_m .

В результате напряжение $U_{кc}$ контактной сети модулируется (рис. 3а).

Вольтметром V измеряется $U_{кc}$ в точках t_1 и t_2 каждого периода, синхронно во времени амперметром A измеряется приращение ΔI тока в момент времени t_2 . Процессы поясняются на рис. 3б, где изображена нагрузочная характеристика генератора напряжения.

Результаты измерения $U_{вккл}, U_{вкл}, \Delta I$ (рис. 3а, 3б) от вольтметра и амперметра поступают в блок Б, где вычисляется $R_{\Sigma 1}$ по формуле закона Ома:

$$R_{\Sigma 1} = \frac{\Delta U}{\Delta I}, \tag{1}$$

где $R_{\Sigma 1} = R_{ТПС} + R_{\phi 2} + R_{o2} + r_{кc}(1-3) + r_{pc}(1-4).$ (2)

Сопротивления $R_{ТПС}, R_{\phi 2}, R_{o2}$, изменяются во времени значительно медленнее сопротивлений $r_{кc}(1-3), r_{pc}(1-4)$. $R_{ТПС}, R_{\phi 2}, R_{o2}$ измеряются заранее, вносятся в базу данных и доступны для вычислений в вагон-лаборатории.

Обозначим

$$r_{кc}(1-3) = \rho_{кc}(1-3) \cdot l_{1-3},$$

$$r_{pc}(1-4) = \rho_{pc}(1-4) \cdot l_{1-4},$$

где $\rho_{кc}(1-3)$ сопротивление погонного метра к.с., $\rho_{pc}(1-4)$ - сопротивление погонного метра р.с., l_{1-3}, l_{1-4} - длины участков 1-3, 1-4.

Тогда (2) будет иметь вид:

$$R_{\Sigma 1} = R_{ТПС} + R_{\phi 2} + R_{o2} + \rho_{кc}(1-3) \cdot l_{1-3} + \rho_{pc}(1-4) \cdot l_{1-4}. \tag{3}$$

Для точки 2

$$R_{\Sigma 2} = R_{ТПС} + R_{\phi 2} + R_{o2} + \rho_{кc}(2-3) \cdot l_{2-3} + \rho_{pc}(2-4) \cdot l_{2-4}. \tag{4}$$

Вычтем (4) из (3), после упрощения получим

$$\frac{R_{\Sigma 1} - R_{\Sigma 2}}{l_{(1-2)}} = (\rho_{кc}(1-2) + \rho_{pc}(1-2)). \tag{5}$$

Для участка 3-4 справедливо соотношение

$$\frac{R_{\Sigma 3} - R_{\Sigma 4}}{l_{(3-4)}} = (\rho_{pc}(3-4) - \rho_{кc}(3-4)). \tag{6}$$

Левая часть равенств (5) и (6) представляет собою измеренный наклон линии $R_{\Sigma i} = f(l)$ на участке 1-2, 3-4. Все прямолинейные участки имеют наклон, равный либо сумме погонных сопротивлений к.с. и р.с., либо их разности.

Накануне испытаний на основании электрической схемы участка тяговой сети (рис. 2а) можно создать исправную модель объекта диагностики [4], которая соответствует следующим закономерностям:

1. Если при переходе от одной точки к другой, например 1 \rightarrow 2, оба сопротивления к.с. и р.с. уменьшаются, то однозначно уменьшится наклон функции $R_{\Sigma i} = f(l)$;
2. Если оба сопротивления увеличиваются, то однозначно увеличивается наклон функции $R_{\Sigma i}$, например, при переходе (4 \rightarrow 5);
3. Если предположить, что в исправной линии $\rho_{кc}$ и ρ_{pc} в пределах подстанции примерно постоянны, то наклон функций п.1 и п.2 следует ожидать одинаковым по величине и противоположным по знаку;
4. На участках, где составляющая $r_{кc}$ растет, а r_{pc} уменьшается, или, наоборот, при переходах (3 \rightarrow 4), (6 \rightarrow 7), (10 \rightarrow 11) наклон линий существенно меньше, нежели в пп.1 и 2. При этом линии могут иметь положительный или отрицательный коэффициент наклона в зависимости от преобладания $\rho_{кc}$ или ρ_{pc} , либо коэффициент наклона равен 0 при $\rho_{pc} = \rho_{кc}$.
- На практике пока везде наблюдался вариант $\rho_{pc} > \rho_{кc}$ т.е., удельные потери в рельсах преобладают;
5. В точках, непосредственно прилегающих к СИ с разных сторон, имеет место, как правило, сдвиг функции $R_{\Sigma i} = f(l_i)$, обусловленный разными сопротивлениями соседних фидеров питания, а так же разными участками к.с. и р.с.

Практические измерения

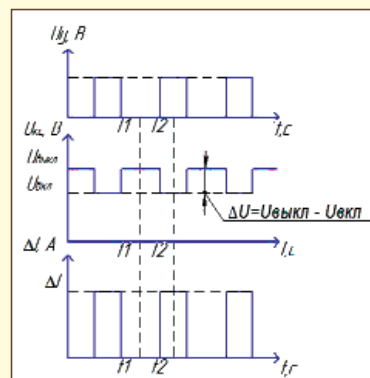


Рис. 3а Сигналы измерителя

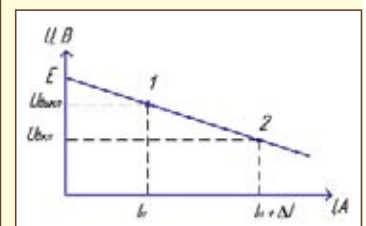


Рис. 3б Нагрузочная характеристика генератора напряжения с ЭДС E

подтверждают это положение.

Если допустить, что погонные сопротивления к.с. (р.с.) соседних участков равны порознь между собою, то совместное решение (5), (6) позволяет найти как $\rho_{кст}$ так и $\rho_{рс}$ участков.

Выводы:

1. По результатам измерения главного параметра $R_{\Sigma i}$ в контрольных точках предлагаемый метод позволяет вычислить и погонные сопротивления как контактной, так и рельсовой сети, а значит, при сравнении их с номинальными значениями, взятыми из эксплуатационной документации, определить степень износа провода к.с. и рельса;

По нашему мнению, использование предложенной системы диагностики позволяет достаточно быстро и объективно оценивать состояние всей тяговой сети и проводить своевременный ремонт, исключая тем самым потери электроэнергии и перебои в работе электротранспорта;

2. Кроме того, при создании базы данных диагностируемых параметров и соответствующей программы появляется возможность наблюдать во времени изменение $R_{\Sigma i}$ и сопротивления компонентов: $R_{ТПС}, R_{\Phi}, \rho_{кст}, \rho_{рс}$ в контрольных точках и прогнозировать наступающие их критические состояния;

3. Отметим доступность предлагаемого метода измерения и небольшие затраты на его реализацию. **П**

Литература

1. Инструкция по ограничению токов утечки из рельсов трамвая. АКХ им. К.Д. Памфилова М. 1983г.
2. Тяговые подстанции трамвая и троллейбуса Загайнов Н.А., Финкельштейн Б.С., М. Транспорт, 1978.
3. Международная выставка. ЭлектроТранс 2013. www.electrotrans-expo.ru
4. Основы технической диагностики под редакцией Пархоменко П.П., М., "Энергия", 1976.

Связь с автором: dmitriyluchkin@mail.ru

ИНФОРМАЦИЯ

Объединенная авиастроительная корпорация и Научный совет Российской академии наук по проблемам использования сверхпроводимости в энергетике обсудили применение новых технологий в современных самолетах.

Сверхпроводимость характеризуется крайне низким уровнем потерь энергии и позволяет использовать более компактные по сравнению с обычными приборы и машины. Разработки востребованы в современных высокотехнологичных отраслях промышленности - авиации, кораблестроении и ракетостроении.

В совещании приняли участие представители всех ключевых предприятий ОАК - ОАО "Компания "Сухой", ОАО "Корпорация "Иркут", ОАО "РСК "МиГ", ОАО "Туполев" и ОАО "Ил", а также специалисты госкорпораций "Ростех" и "Росатом". Среди крупнейших научных учреждений - Курчатовский центр, Крыловский государственный научный центр, Московский госуниверситет, Московский авиационный институт, Санкт-Петербургский госуниверситет аэрокосмического приборостроения.

Во время совещания рассматривались последние разработки в области сверхпро-

водимости, кроме того прошло неформальное обсуждение существующих проблем и дальнейшей кооперации.

"Развитие исследований по созданию электрического самолета с применением сверхпроводниковых технологий показало целесообразность и плодотворность совместных работ ученых РАН и авиационной промышленности в этом перспективном научно-техническом направлении. Сотрудничество между промышленностью и учеными необходимо расширять", - рассказал академик, председатель научного совета РАН по сверхпроводимости Борис Каторгин. **П**

XIII МЕЖДУНАРОДНЫЙ ПРОМЫШЛЕННЫЙ ФОРУМ – 2014
МЕЖДУНАРОДНЫЕ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ ВЫСТАВКИ И КОНФЕРЕНЦИИ

18 - 21 НОЯБРЯ



Генеральные информационные партнеры:
Украинская промышленность
Технический партнер:
Kamit



ОРГАНИЗАТОР
Международный выставочный центр
ПРИ ПОДДЕРЖКЕ:
Министерства промышленной политики Украины
Украинской Национальной Компании "Укрстанкоинструмент"



Международный выставочный центр
Украина, 02660, Киев
Броварской пр-т, 15
М "Левобережная"
☎ (044) 201-11-65, 201-11-56
e-mail: lilia@iec-expo.com.ua
www.iec-expo.com.ua
www.tech-expo.com.ua



7-я международная специализированная выставка

Авиа
Космические
Технологии, современные
Оборудование материалы и



Казань

12-15
августа, 2014

12+



Выставочный центр "Казанская ярмарка",
Россия, 420059, г. Казань, Оренбургский тракт, 8
Тел./факс: (843) 570-51-16, 570-51-11, 570-51-23
E-mail: pdv@expokazan.ru, www.aktokazan.ru

АВТОНОМНАЯ ГИБРИДНАЯ МНОГОТОПЛИВНАЯ МИНИЭНЕРГОСИСТЕМА

Армен Александрович Атоян, руководитель проекта Инновационного центра ФИАН
Михаил Витальевич Миронов, генеральный директор ООО "Автосистема"
Андрей Владимирович Червяков, специалист Инновационного центра ФИАН, к.т.н.



Рис. 1 МИП-СК на выставке "Развитие инфраструктуры Юга России"

Восточная мудрость гласит, что настоящий мужчина в своей жизни должен сделать три дела: воспитать ребёнка, посадить дерево, построить дом.

Давайте построим дом - там найдется и где дерево посадить, и где ребенка воспитывать. Построенный дом хорошо бы подсоединить к сетям, что не так уж и просто в настоящее время - ситуация, когда индивидуальный жилой дом "со всеми удобствами" строится и функционирует от автономного бензинового или дизельного электрогенератора встречается не так уж и редко. Благо, что сегодня выбор автономных электрогенераторов огромен и способен удовлетворить самый притязательный вкус, ... почти. Ибо каждый "счастливый владелец" собственного дома, не подключенного к электрической сети, рано или поздно столкнется с ситуацией, когда придется зарядить "как всегда внезапно" "севший" аккумулятор мобильного телефона от, например, десятикиловаттного автономного электрогенератора. Со всеми вытекающими



Рис. 2 Схема МИП-СК

последствиями в виде неэффективно затраченного топлива и ресурса двигателя... По статистике, порядка 60 % времени работы современные бензиновые, дизельные, газовые и газодизельные автономные источники электроэнергии работают в режиме, когда мощность потребителей значительно меньше номинальной мощности электрогенератора. Это связано с тем, что потребление населением электрической энергии имеет ярко выраженный "пиковый" характер. Как известно, утро и вечер - моменты повышенного потребления энергии, а день и ночь - пониженного. Потребление электроэнергии в часы пиковых нагрузок может в 10 раз превышать среднестатистическое потребление. Мощность автономных генераторов, естественно, выбирается по максимальной возможной нагрузке.

Работа в таком режиме автономного электрогенератора, приводимого в действие двигателем внутреннего сгорания, является крайне неэкономной. Кроме того, всё-таки очень хочется, что бы работающий двигатель автономного электрогенератора не мешал наслаждаться природой. А электричество было постоянно.

Многие владельцы "домиков в деревне", до которых ещё не дотянулись уходящие за горизонт линии электропередач и газопроводов, стали поневоле активными сторонниками "зелёных технологий". Т.е. сторонниками электрообеспечения собственных домов от ветрогенераторов и солнечных батарей.

Однако ветрогенератор вырабатывает не только электроэнергию, но и шумы, причем особенно неприятна инфразвуковая часть спектра шумов ветрогенератора. Ветровую энергию, как показывает опыт Европейских стран, лучше всего вырабатывать в тех местах, где постоянно дует ветер и отсутствуют близкорасположенные жилые дома и фермы. В Северном море на островах, где находятся поля ветрогенераторов нет ни птиц, ни животных...

Солнечная батарея - также не самое дешевое и эффективное (в особенности на территории большей части России) решение.

Выработка электроэнергии как ветрогенератором, так и солнечной батареей полностью зависит от погодных условий, следовательно, не отличается стабильностью.

Решением проблемы повышения надёжности и эффективности снабжения электроэнергией малых хозяйственных (в том числе удаленных) и социальных объектов (малые поселки, деревни; малые предприятия с ограниченным потреблением энергии; индивидуальные жилые дома и т.п.), как подключенных к электрическим и газовым сетям, так и не подключенных, может стать автономная гибридная миниэнергосистема МИП-СК, разработанная при поддержке Фонда содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере (<http://www.fasie.ru/>).

Новизна предлагаемой автономной гибридной миниэнергосистемы состоит в объединении известных технических решений, позволяющих наиболее эффективно использовать топливно-энергетические ресурсы. Промежуточное аккумулирование энергии позволяет разорвать прямую связь между мощностью двигателя и мощностью потребителя. Это даёт возможность использовать менее мощные двигатели и, тем самым, существенно снизить расход топлива. Аналогичный принцип применяется на гибридных автомобилях во всем мире. Необходимость длительной работы двигателя возникает лишь при подключении электроприборов с суммарной мощностью, близкой к максимальной присоединенной мощности.

Благодаря аккумулированной электроэнергии "пиковая" нагрузка может превышать на 50 % максимальную мощность электрогенератора. Также предусмотрена возможность использования электрических сетей и, в качестве дополнительных источников энергии, ветровых установок и солнечных батарей.

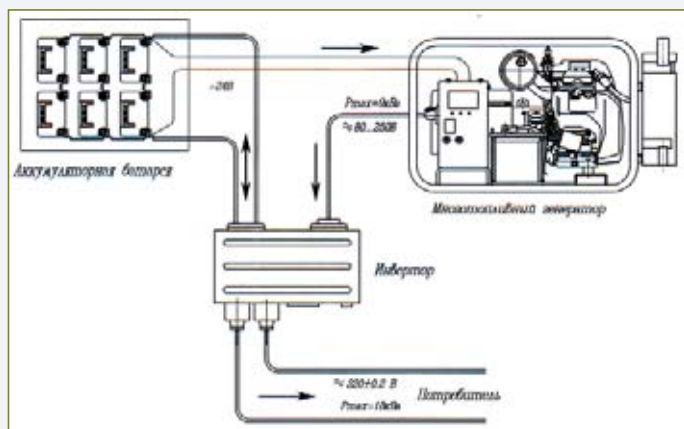


Рис. 3 Автономная многотопливная гибридная миниэнергосистема

На рис. 3 представлена структурная схема автономной многотопливной гибридной миниэнергосистемы (МИП-СК), построенной по блочно-модульному принципу и состоящей из следующих основных частей:

- аккумуляторной батареи постоянного тока напряжением 24 В ёмкостью от 100 до 1000 А/ч (в зависимости от нужд потребителя), являющейся "ядром" системы электрообеспечения объекта;
- 9,9-кВт генератора электрической энергии, приводимого в действие от модернизированного двухцилиндрового четырёхтактного двигателя внутреннего сгорания воздушного охлаждения Honda GX-610 мощностью 16,6 л.с.
- сильноточного (9 кВт) многофункционального преобразователя напряжения (инвертера), осуществляющего зарядку АКБ и преобразующего постоянное напряжение 24 В в переменное 220 В 50 Гц.

Автономный многотопливный источник электроэнергии гибридного типа МИП-СК может работать как на жидком (бензин), так и на газообразном ("магистральный газ" и "баллонный газ") топливе. Причём переход с одного вида топлива на другое и обратно осуществляется в автоматическом режиме.

Достигнутые результаты основаны на разработке совершенно новой системы питания топливом, которая позволяет работать на бензине марки А-92 (ГОСТ Р 51 105-97), метане (ГОСТ 5542-87 ТУ), пропан-бутане (ГОСТ Р 52087-2000 ТУ) и других видах топлива. В ходе разработки удалось оптимизировать целый ряд узлов, что может быть интересно многим компаниям, которые работают в смежных областях.

Управление работой многотопливной системой питания двигателя осуществляется с помощью контроллера.

Система управления в зависимости от уровня заряда в аккумуляторной батарее и величины потребления электроэнергии автоматически запускает либо останавливает двигатель генератора. Возможно временное обеспечение потребителя электроэнергией одновременно от генератора и аккумуляторной батареи.

Система питания топливом двигателя (рис. 5) была доработана путём установки следующего дополнительного оборудования:

- универсального патрубка с датчиками давления и электромагнитными клапанами, предназначенного для подключения к магистрали природного газа и к трубопроводу от баллона с пропан-бутаном;
- датчика абсолютного давления;
- электронного испарителя газа, предназначенного для испарения и подогрева пропан-бутановых смесей до требуемой рабочей температуры;
- газового редуктора, обеспечивающего необходимое давление газа перед газовыми форсунками;
- газовой рампы, оснащенной высокоэффективными газовыми форсунками для обеспечения подачи газового топлива к цилиндрам двигателя;
- механизма управления всережимным регулятором;
- устройства для управления воздушной заслонкой;
- индуктивного датчика;
- блока контроля уровня заряда в аккумуляторной батарее;
- жгута проводов;



Рис. 4 Отработка элементов оригинальной топливной системы на макете

- микропроцессорного электронного блока управления.

В качестве остальных комплектующих многотопливной системы питания двигателя (выключатели, разъёмы, тройники, трубопроводы, фильтры, штуцера, клапаны и т.д.) используются стандартные комплектующие автомобильных газовых топливных систем. Они достаточно компактны, надёжны и относительно недороги.

Многотопливная система питания двигателя может эксплуатироваться в различных климатических зонах при температурах окружающего воздуха от минус 40 °С до плюс 45 °С.

На некоторых режимах работы автономная многотопливная гибридная миниэнергосистема МИП-СК показала экономию топлива порядка 80...90 % относительно обычных автономных электрогенераторов.

Автономная многотопливная гибридная миниэнергосистема МИП-СК была удостоена высокой оценки за актуальность на Международной промышленной выставке "Развитие инфраструктуры Юга России - IDES" 2012 года.

Авторы разработки приглашают к сотрудничеству организации и предприятия, заинтересованные во внедрении автономной многотопливной гибридной миниэнергосистемы (МИП-СК).

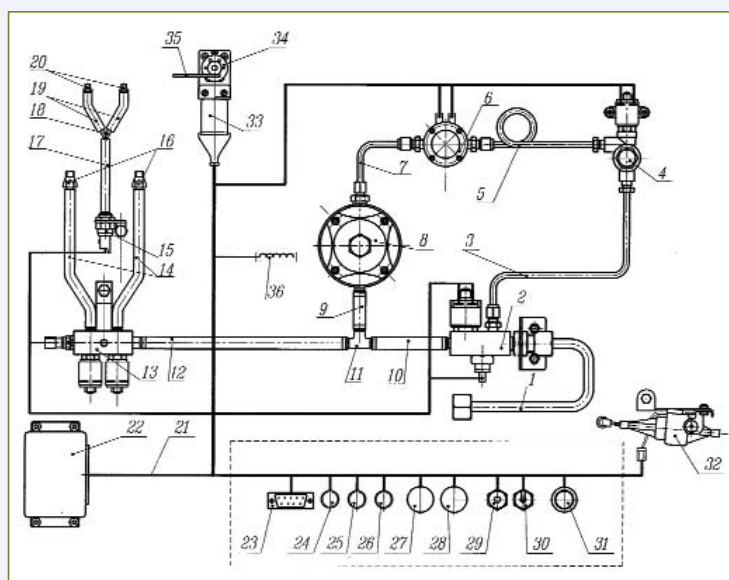


Рис. 5 Комбинированная схема установки ДО на двигатель HONDA GX-610 для работы его на различных видах топлив:

- 1 - трубопровод высокого давления; 2 - патрубок универсальный; 3, 5, 7 - трубопроводы; 4 - электромагнитный клапан с фильтром; 6 - электронный испаритель; 8 - редуктор газовый; 9, 10, 12, 14 - газовые рукава низкого давления; 11 - тройник подачи газа; 13 - рампа газовая; 15 - датчик абсолютного давления; 16 - штуцера газовые; 17, 19 - рукава вакуумные; 18 - тройник; 20 - штуцер разряжения; 21 - жгут проводов; 22 - электронный блок управления; 23 - разъём подключения ПК; 24, 25, 26 - контрольные светодиоды вида топлива; 27 - контрольная лампа сигнала "АВАРИЯ"; 28 - контрольная лампа "ЗАЖИГАНИЕ"; 29 - переключатель режимов работы; 30 - переключатель "ГАЗ-БЕНЗИН"; 31 - кнопка "RESET"; 32 - привод воздушной заслонки; 33 - привод дроссельной заслонки; 34 - муфта; 35 - тяга; 36 - индуктивный датчик

ИНФОРМАЦИОННО-КОММУНИКАТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В УПРАВЛЕНИИ ОРГАНИЗАЦИЕЙ

Роман Александрович Статейнов, аспирант кафедры социологии, психологии и педагогики МГТУ "СТАНКИН"

Интеграция информационно-коммуникативных технологий в управленческую деятельность актуальна и с точки зрения выявления оптимальных форм и механизмов интеграции, и с точки зрения степени их влияния на эффективность социального управления в целом.

Integration of information and communication technologies in the management activity relevant from the point of view of identifying the optimal forms and mechanisms of integration, and in terms of their impact on the effectiveness of social control in general.

Ключевые слова: информационно-коммуникативные технологии, решение управленческих задач, компьютерное оснащение, программные продукты, компьютерная квалификация, восприятие компьютерной техники.

Keywords: Information and communication technologies, solving of administrative tasks, computer equipment, software, computer skills, perceptions of computer technology.

Процесс информатизации развивается главным образом на базе информационно-коммуникационных технологий (ИКТ). Одна из перспективных сфер, в которых потенциальный эффект ИКТ может проявиться наиболее масштабно, - это сфера управления человеческими ресурсами. Несмотря на очевидные преимущества и огромный потенциал, процесс информатизации протекает далеко не однозначно, сталкивается с множеством неожиданных проблем, является чрезвычайно длительным, сложным и, хотя темп научно-технического прогресса ускоряется, пройдет еще много лет, прежде чем об этом можно будет говорить, как о свершившемся факте. В частности, имеющийся опыт показывает, что ИКТ не всегда оправдывают ожидания даже в информационно развитых странах.

В России к общемировым трудностям присоединяются и специфичные для нашей страны негативные факторы, выявление и ликвидация которых представляет собой важную задачу [8]. В наибольшей степени проявляется противоречие между огромным потенциалом новейших информационных технологий, с одной стороны, и чрезвычайно низким уровнем его практической реализации, с другой. Вследствие этого сохраняются традиционные формы и механизмы управления, что не способствует решению стратегических задач модернизации и обновления. Таким образом, становится весьма актуальным выявление оптимальных форм и механизмов интеграции ИКТ в управленческую деятельность [7].

ИКТ используются практически во всех крупных организациях. Однако интенсивность их использования нельзя признать удовлетворительной. Важной характеристикой качества включения ИКТ в управленческую деятельность является номенклатура тех задач, при решении которых они используются. Решение собственно управленческих задач (организационных, анализа данных) не является приоритетным направлением использования ИКТ в государственных структурах. Первые места занимают вполне традиционные - "поиск необходимой информации", "набор и редактирование текстов", "документооборот". Это вполне объяснимо: решение названных задач имеет огромное значение для эффективного функционирования любой организации, в том числе и для управленческой деятельности.

В большинстве случаев для начального этапа включения ИКТ в управленческую деятельность организации эффективность их использования можно оценить, как вполне удовлетворительную. Именно рутинные операции подвергаются компьютеризации в первую очередь (табл. 1).

Перечень проблем, с которыми сталкиваются представители кадровых служб при попытках в своих организациях повысить эффективность использования ИКТ выглядит следующим образом. С большим отрывом лидирует недостаток финансирования на приобретение, модернизацию и расширение сферы использования ИТ. В два с лишним раза реже эксперты жалуются на недостаточную квалификацию сотрудников. Довольно серьезными препятствиями являются непонимание необходимости адаптации формы

Выполняемые задачи	Частота использования ИКТ (%)
Поиск необходимой информации	76
Набор и редактирование текстов	64
Документооборот	80
Составление отчетов	36
Выполнение расчётов	16
Формирование и сопровождение БД	32
Организационные задачи	25
Другое	4

Таблица 1

и содержания, консерватизм сотрудников, а также консерватизм руководства. Несовершенство технического обслуживания в этом перечне, как видно, занимает последнее место с весьма низким рейтингом (табл. 2).

Проблема	Процент (%)
Недостаток финансирования	63,7
Недостаточная квалификация сотрудников	30,4
Непонимание необходимости адаптации формы и содержания	20,6
Консерватизм сотрудников	20,6
Консерватизм руководства	13,7
Несовершенство технического обслуживания	9,8
Другое	5,9

Таблица 2

Указанные причины обозначились вследствие того, что лишь треть (34,6 %) экспертов указали на существенные позитивные изменения в сфере использования ИТ, произошедшие в их организациях за последние три года. Примерно половина (46,2 %) экспертов отметила наличие весьма слабых позитивных сдвигов, а каждый десятый заявил, что никаких позитивных изменений вообще не произошло [9].

Перспективные в плане преодоления проблемы, связанной с повышением эффективности включения ИКТ в управленческую деятельность при недостатке финансирования - установление и развитие контактов с родственными организациями в сфере использования ИКТ.

Очевидно, что эффективность использования ИКТ зависит от возможностей самих ИКТ. Поэтому экспертам был задан вопрос о том, насколько имеющиеся ресурсы компьютерной техники и технологий соответствуют сложности решаемых задач. Оказалось, что только половина экспертов имела основание утверждать о полном соответствии имеющихся ресурсов и характера решаемых задач. В то же время 38,5 % из опрошенных заявили, что имеющихся ресурсов совершенно недостаточно для решения управленческих задач.

Стоит отметить распространённую среди многих организа-

ций проблему, связанную с несовершенством компьютерного оснащения структурных подразделений. Это подтверждается тем, что более трети (35,6 %) экспертов сами нуждаются в переоснащении компьютерной техники для выполнения своих должностных обязанностей на высоком качественном уровне.

Еще одним подтверждением скромных возможностей используемых ИКТ является тот факт, что в 85,6 % организаций информационных технологии функционируют на основе стандартного программного обеспечения. Лишь в трети организаций применяются специализированные программные средства и только в 15,4 % организаций на вооружении имеются специальные пакеты программ [9].

Можно смело утверждать, что специальные пакеты программ, активно используемые в организациях современной России, пока еще редкость. В число тех немногих специальных программных средств, которые нашли применение в современных организациях, относятся "Консультант +", 1С: Зарплата и Управление персоналом, Oracle/ Управление персоналом и некоторые другие.

Наиболее часто встречаемые формы обслуживания компьютерной техники - это собственные инженерно-технические подразделения, специалисты из подрядной организации, разовые вызовы специалистов по ситуации и индивидуальные формы обслуживания.

Каждая из указанных форм обслуживания по-своему эффективна в конкретной ситуации. Одно можно сказать определенно: преимущественное использование собственных инженерно-технических подразделений вполне оправдано, так как только они позволяют обеспечить с необходимым уровнем надежности бесперебойное функционирование компьютерной техники и исключить несанкционированный доступ к информации. Разумеется, в каких-то уникальных случаях, нестандартных ситуациях, при возникновении потребности в производстве непрофильных работ допустимо обращение к подрядным организациям. Таким образом, данный ряд вполне объективно отражает реальное положение дел.

Немалое значение для эффективного использования ИКТ имеет квалификация самих сотрудников организаций. Зачастую квалификация и практические навыки не позволяют надеяться на эффективное включение ИКТ в практическую деятельность организаций, которые нуждаются в существенном повышении и совершенствовании (табл. 3).

Таблица 3

Оценка квалификации и практических навыков сотрудников организации с точки зрения эффективного использования возможностей ИКТ (%) [9, 143]	
Было бы неплохо их несколько повысить	48,0
Их надо существенно повысить	24,0
Позволяют в полной мере	28,0

Существенным препятствием для эффективного использования ИКТ в управленческой деятельности организаций является, разность культур, на которую указал Ч.П. Сноу в середине 50-х гг. прошлого века. Речь идет о технократической и гуманитарной культурах и обусловленных их спецификой мировоззренческих противоречиях у носителей этих культур. Не секрет, что базовое образование у большинства специалистов в области управления персоналом гуманитарное. Между тем информационные технологии, компьютерные системы - порождение культуры технической. По этой причине понимание многих нюансов и специфических возможностей компьютерных технологий затруднено или недоступно для представителей гуманитарной культуры. Немудрено, что это является источником определенных трудностей. Большинство испытывают трудности при взаимодействии с техническими специалистами по обслуживанию ИКТ (8,6 % почти всегда, а 47,6 % иногда). От того, насколько полно и конструктивно будет разрешаться названное противоречие, в существенной мере зависит характер результирующего вектора социокультурного фактора.

В качестве интегральной оценки качества информационных технологий был взят такой показатель, как удовлетворенность

экспертов свойствами информации, которая им необходима при выполнении должностных обязанностей. Ответы представлены в табл. 4.

Таблица 4

Удовлетворенность экспертов свойствами информации, которая им необходима [9, 144]				
Свойства	Оценки удовлетворенности			
	Полностью удовлетворены	Частично удовлетворены	Не удовлетворены	Затрудняюсь ответить
Полнота	24,2	64,6	9,1	2,0
Доступность	32,7	44,9	19,4	3,1
Оперативность	25,3	53,7	17,9	3,2

Исходя из сложившейся на сегодняшний день ситуации в области внедрения ИКТ в деятельность специалистов по управлению человеческими ресурсами, можно предложить ряд рекомендаций, направленных на повышение эффективности использования ИКТ в управленческой деятельности организаций:

- создать и обеспечить регулярное функционирование специализированной системы повышения компьютерной квалификации для сотрудников;
- унифицировать структуру и функции ИКТ, создать систему координации между структурами организации. Нужна единая ИКТ-система;
- обеспечить обязательное повышение компьютерной квалификации сотрудников отдела кадров;
- работать над изменением психологии восприятия компьютерной техники у руководства. Вести разъяснительную работу. В особенности - заинтересовать руководство, повысить их компьютерную грамотность. Разработать соответствующую широкую информационную кампанию;
- ввести обязательное преподавание ИТ во всех специальных учебных заведениях;
- повысить уровень финансирования ИКТ;
- развивать инфраструктуру, ресурсное обеспечение;
- подробно изучать опыт иностранных организаций;
- повысить ответственность руководителей за внедрение ИКТ;
- создать специальные структуры и службы сопровождения ИКТ.

Понятно, что большинство предложений имеют социокультурную направленность, они ориентированы на повышение качества "человеческого материала".

В целом можно сделать следующие выводы.

- ♦ ИКТ используются практически во всех организациях. Однако интенсивность их использования нельзя признать удовлетворительной.
 - ♦ Решение собственно управленческих задач (организационных, анализа данных) не является приоритетным направлением использования ИКТ. Первые места занимают вполне традиционные - "поиск необходимой информации", "набор и редактирование текстов", "документооборот". Для начального этапа включения ИКТ в управленческую деятельность эффективность их использования можно оценить как вполне удовлетворительную.
 - ♦ Недостаток финансирования на приобретение, модернизацию и расширение сферы использования ИТ является главной причиной в ряду тех, которые препятствуют повышению эффективности использования ИКТ в управленческой деятельности.
 - ♦ Лишь треть (34,6 %) экспертов указали на существенные позитивные изменения в сфере использования ИТ, произошедшие в их организациях за последние три года. Перспективные направления улучшения значения данного показателя - установление и развитие контактов с родственными организациями в сфере использования ИКТ.
 - ♦ Скромные используемые возможности ИКТ, говорят о том, что информационные технологии в данных организациях функционируют на основе стандартного программного обеспечения.
- Развитие человеческих ресурсов в области ИКТ, усиление потенциала сектора ИКТ и создание благоприятных условий для ус-

тойчивого экономического роста обеспечит соответствующее развитие управленческой деятельности в организациях.

В качестве основных направлений следует рассматривать:

- ♦ Информатизацию сферы образования, передачи и усвоения знаний обучаемыми, обеспечение всеобщей минимальной специализированной компьютерной грамотности, разработку и введение образовательных стандартов обучения информатике в образовательных учреждениях всех уровней, внедрение компьютеризированных технологий обучения, стопроцентную компьютеризацию школ.

- ♦ Развитие человеческих ресурсов, кадрового потенциала сектора ИКТ, многоуровневого профессионального образования в области ИКТ с учетом рынка труда, индустрии информационных продуктов и электронной коммерции, создание благоприятных условий для устойчивого экономического и интеллектуального роста.

- ♦ Применение ИКТ для обучения взрослых, создание основанных на ИКТ систем дистанционного образования, электронных учебников и компьютерных обучающих систем, в том числе для дополнительного образования, переподготовки учителей.

- ♦ Создание Национального информационного центра, национальной и корпоративных компьютерных сетей для научных и образовательных целей с постепенным формированием единого виртуального научно-образовательного пространства, создание новых информационных продуктов, накопление научно-образовательных информационных ресурсов, содействие расширению

научных связей, обеспечению доступа к мировым информационным ресурсам и интеграции в мировое научно-образовательное пространство. □

Библиографический список

1. Бабкин Ф.В. "Электронная коммерция и новые организационные формы компаний", Менеджмент в России и за рубежом, выпуск 1, 2000.
2. Инфокоммуникации - человеку, бизнесу, обществу // Информационное общество. - 2003. - №2.
3. Систер В.Г. Информационные технологии на службе города // Информационное общество. - 2003. - №1.
4. Концепция управления государственными информационными ресурсами <http://minsvyaz.ru>
5. Саак А.Э., Пахомов Е.В., Тюшняков В.Н. Информационные технологии управления // Спб.: Питер, 2008.
6. Н.А. Гайдамакин "Автоматизированные информационные системы, базы и банки данных", М.: "Гелиос", 2002.
7. Е.Ф. Водолажский Предпосылки внедрения управленческих команд на предприятии, М.: Вестник МГТУ "СТАНКИН", №2 (21), 2012.
8. Б.М. Кузнецов Глобальная информационно-коммуникативная среда и современная молодежь России: социокультурный анализ: автореф. дис. к.с.н. МГТУ "СТАНКИН", Москва, 2010.
9. Мониторинг общественного мнения: экономические и социальные перемены // Альманах, М.: ВЦИОМ, 2011.

Связь с автором: rstateynov@outlook.com

АКТУАЛЬНАЯ ТЕМА

УДК 17.0

ЭТИЧЕСКАЯ "ШИЗОФРЕНИЯ" НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ В СОВРЕМЕННОЙ РОССИИ

Мargarита Юрьевна Егорова, доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана, к.филос.н.

Понятие "шизофрения" используется здесь не в научном смысле, но как "обыденное" понятие, означающее "расщепление рассудка". Оно наиболее ярко отражает социальное "заболевание", поразившее современное научно-техническое сообщество.

Российское общество долго развивалось на водоразделе западной и восточной культур, и ему всегда было свойственно амбивалентное отношение к науке и технике. С одной стороны, научная идеология Запада тянула нас к антропоцентризму, с другой - мировоззренческие традиции русского общества тяготели к "космизму", благодаря которому активно развивались идеи эволюции, преобразования и спасения не только отдельной личности или общества, но и всего человечества. В Советском Союзе эти идеалы продолжали развиваться.

Однако за последние 30 лет специфические ценности отечественной науки нивелировались под воздействием западной культуры. В современной России утрачена глобальность мировидения и стратегического прогноза. Потеряна мессианская составляющая научно-технической деятельности. Снижился социальный статус ученых, инженеров, первооткрывателей. Разочарование в возможностях науки и техники, а также объективные техногенные риски трансформируют этический статус российского научно-технического сообщества.

В основу современной этики научно-технической деятельности изначально заложены представления об ответственности ученого или инженера, в том числе их ключевой ответственности за негативные последствия научно-технического прогресса. Как следствие произошло торможение развития этики науки и техники на уровне конкретизации морали в виде различных правил поведения, норм, кодексов и предписаний во многом запретительного свойства. Предаются забвению такие традиционные морально-нравственные механизмы развития науки и техники, как опора на совесть, негласные императивы творчества, поощрение общественно значимых устремлений, выражаемое в различных формах социального одобрения, в том числе в государственных наградах, премиях, всеобщем признании.

В современной России активизируется процесс столкновения ценностей различных этических систем. Нередко возникает противоречие между личностным восприятием действительности, соответствующим одной этике, и поведением, в котором оказываются востребованы инструменты другой этической системы. Субъекту приходится невольно реализовывать двойные стандарты.

Обострение этической "шизофрении" научно-технической деятельности усугубляется не только распространением эклектичных ценностей культуры постмодернизма, но и во многом провоцируется ее коммерциализацией. Даже процесс творчества стал преимущественно расцениваться как средство заработка, а не как способ достижения истины, социально значимого результата или фактор самореализации. В такой ситуации рассуждения об инновационной политике оказываются малоэффективными. Выправить ситуацию запретительными или простыми стимулирующими мерами вряд ли получится.

Естественно, что профессионалы не могут не замечать негативные тенденции развития науки и техники в нашей стране (см., например, Сперанский А.А., Галушкин Ю.А. Достоверные знания как концепция экотехнологического мониторинга в интересах устойчивого развития // Устойчивое инновационное развитие: проектирование и управление. 2011. №4. <http://www.gypravlenie.ru>). В качестве обнадеживающего примера противостояния мировоззренческим угрозам современности можно привести зарождающуюся и активно продвигаемую Российской инженерной академией инициативу о необходимости исследования и конструирования новых действенных философских, в том числе этических, принципов научно-технического прогресса.

Но, пожалуй, единственным субъектом, способным гармонизовать этический хаос на практике сегодня является высшее руководство страны, то есть те, кто определяют стратегию движения общества. Сетовать же на нежелательные последствия деятельности "большого", которого отказываются "лечить", как минимум не этично. □

ЮБИЛЕЙ В СТУДИО

75 ЛЕТ АЭРОСИЛА





ЛЕДОКОЛЫ РОССИИ

АТОМНЫЙ ЛЕДОКОЛ

“ЛЕНИН”

Виктор Сергеевич Шитарёв,
капитан дальнего плавания

(Продолжение. Начало в 1 - 2014)

Итак, 24 октября 1960 г. бросил якорь на рейде Мурманского морского торгового порта, вернувшийся из первой арктической навигации атомоход "Ленин". В Советском Союзе с большим интересом следили за его работой не только морские специалисты, но и граждане всей страны. Судно посетили многочисленные экскурсии. В общем, интерес был неподдельный. Ледовая обстановка в арктическую навигацию 1960 г. сложилась своеобразно и была более тяжёлой, чем прогнозировалось. На пути атомохода предстали огромные спаянные однолетним льдом поля многолетних льдов, гряды торосистых ледовых перемычек и вмёрзшие в лёд айсберги, перегородившие пролив Вилькицкого льды держались всё лето. Сильные ветры вызывали ледовые сжатия. Ледовые карты авиаразведки, зачастую уже через два часа устаревали из-за частых подвижек льдов на трассе СЕВМОР-ПУТИ. Скопившиеся в проливе Вилькицкого ледовые перемычки шириной 200...300 миль препятствовали движению караванов транспортных судов.

Все ледоколы работали с полной нагрузкой. Атомоход разбивал перемычки, следуя непрерывным ходом, но иногда и ему приходилось разбивать лёд ударами с разбега - форсируя льды. Отметим важную деталь, во время следования заданным курсом "Ленин" не работал машиной на задний ход, не было необходимости, хватало мощности главной ЭУ. Он также успешно маневрировал и на заднем ходу при околке застрявших судов и других вспомогательных операциях. Скорость движения проводимого каравана определялась способностью транспортных судов идти за ледоколом. Значительно повысилась скорость движения каравана, если их проводку осуществлял "Ленин". Исключительно сложной была провод-

ка на расстоянии 300 миль каравана из 38 речных судов, не имевших ледового подкрепления корпуса. Эта проводка была выполнена за 6 суток, у обычных полярных ледоколов такая проводка заняла бы гораздо большее время.

Высокую оценку ледоколу дал его капитан, Павел Акимович Пономарёв опытный ледовый капитан (из поморов).

Таких людей за их высокий профессионализм и знание особенностей арктических морей называют ледовыми капитанами. Поморы начали свою морскую карьеру зуйками, многие из них становились потом ледовыми капитанами. (Среди моряков-полярников все ледовые капитаны пользуются большим уважением, это очень высокое морское звание, пока не подтверждённое специальным государственным дипломом, например, как диплом Капитана дальнего плавания).



П.А. Пономарёв

Капитаны пользуются большим уважением, это очень высокое морское звание, пока не подтверждённое специальным государственным дипломом, например, как диплом Капитана дальнего плавания).

Как сказал Павел Акимович Пономарёв: "Навигация показала, что на трассах Северного морского пути для атомохода нет непреодолимых преград".

В своих рейсовых отчётах капитаны транспортных судов восхищаются лёгкостью и быстротой, с которой ледокол "Ленин" окалывал караваны, разворачивался



Проводка каравана судов
АЛ "Ленин"

и проходил мимо судов, освобождая их от ледовых заборов.

Реально проявилось преимущество атомной энергетической установки: в то время как обычный ледокол уходил на пополнение бункера, атомный ледокол "Ленин" продолжал работать.

Были и тревожные дни. В ночь на 9 сентября северный ветер сплотил тяжёлые льды, началось сжатие. Пароходы "Разлив" и "Володарский" не смогли следовать за ледоколами "Красин" и "Капитан Мелехов". Ледовые поля начали дрейфовать на скалы вместе со всем караваном. При таком сжатии мог продолжать движение только ледокол "Ленин". Доведя мощность ЭУ на гребных валах до 30 000 л.с., он околот застрявшие во льдах суда и вывел из опасного места. Так наглядно подтвердилась работоспособность атомохода при сжатии. Во время первой навигации ледокол "Ленин" показал хорошую управляемость во льдах и на чистой воде, устойчивость на курсе, высокую проходимость во всех ледовых образованиях.

Остающийся за ледоколом канал прямолинеен, на 2...3 м шире корпуса и хорошо сохраняется на расстоянии 150...200 м от его кормы. В отличие от других ледоколов атомоход "Ленин" имеет плавную качку. Даже в свежую погоду (5...6 баллов) крен достигает 4...5 градусов с периодом качки 10...11 с. Уже в свою первую навигацию комсостав судна участвовал в разработке новых элементов тактики проводки караванов. При ходе в тяжёлых льдах из-под корпуса ледокола зачастую выбрасываются большие льдины, которые могут нанести повреждение корпусам судов, следующих за ледоколом. Практика подтвердила, что для большей эффективности проводки каравана в тяжёлых льдах и увеличения скорости хода наиболее целесообразно использовать ледокол "Ленин" в качестве "лидера", за которым в кильватер идёт ледокол мощностью 8...10 тыс. л.с., измельчающий лёд в канале за ледоколом и безопасно преодолимый судами, следующими в караване.

Большая мощность ледокола "Ленин" и прочность его корпуса позволяют следовать в тяжёлых льдах на повышенных скоростях хода и успешно окалывать затёртый льдами караван не задними ходами, как это практикуется на ледоколах меньшей мощности (до 10 000 л.с.), а циркуляциями на переднем ходу вдоль кильватерной колонны, идущих в караване судов.

Атомная парогенераторная установка ледокола в течение всей навигации работала бесперебойно, обеспечивая паром все потребности судна.

Основные узлы атомной установки и системы регулирования реакторов работали удовлетворительно. В условиях качки, вибраций, ударов корпуса ледокола о лёд компактные судовые реакторы зарекомендовали себя как устойчивая, чётко работающая судовая установка.

В ходе всей навигации широко исследовалась радиационная безопасность экипажа и окружающей среды - воды и воздуха, при самых различных режимах работы реакторов и их мощности. Контроль был всеобъемлющий: постоянно контролировался воздух, выбрасываемый и поступающий из системы вентиляции атомной установки на газовую и аэрозольную активность, регулярно брались пробы воздуха из машинных отделений, отделений гребных электродвигателей, питьевой и мытьевой воды, обследовались палубы ледокола и пр. За всё время не было зафиксировано ни одного случая превышения фоновых значений.

Картограммы, снятые в коридорах всех палуб, от-



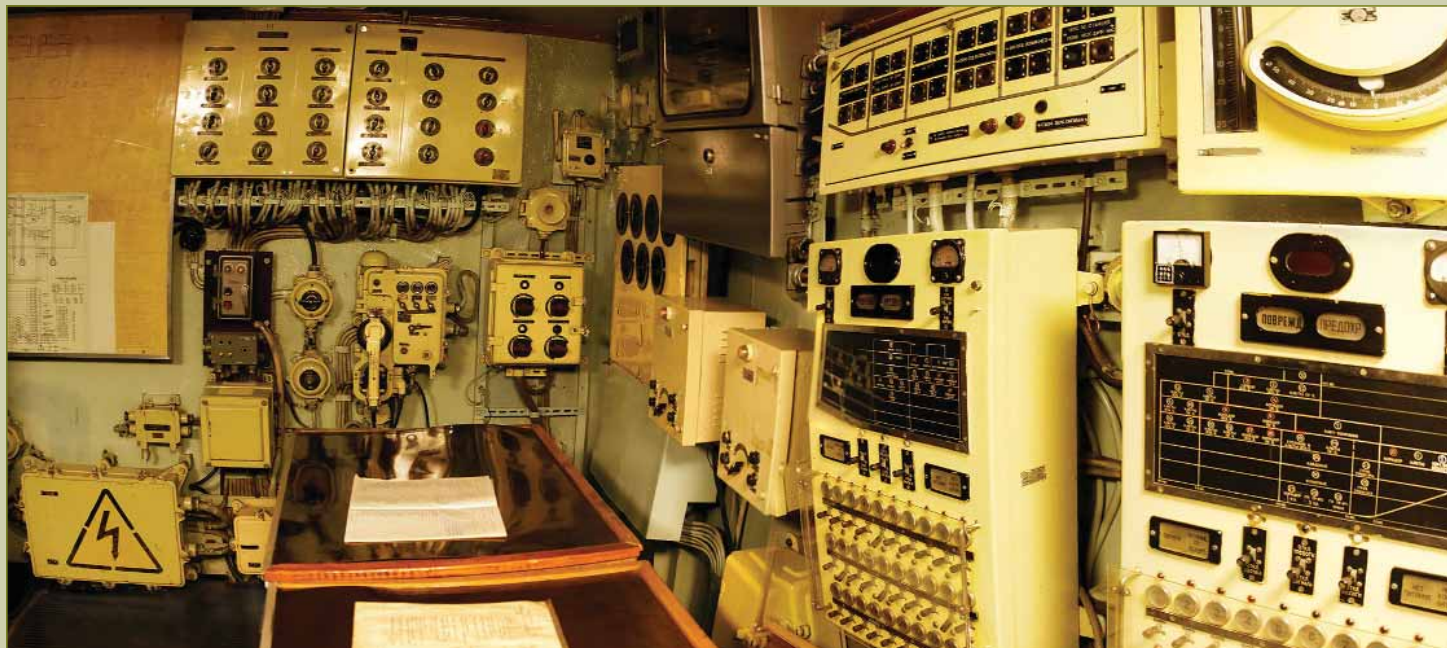
Второй реактор АЛ "Ленин"

дельных каютах, не было зафиксировано следов радиоактивного заражения. Весь личный состав был надёжно защищён от радиоактивного облучения. Пройдя подготовку в Курсовой сети Управления учебных заведений Министерства Морского Флота СССР, экипаж обеспечил бесперебойную работу всех механизмов, аппаратуры, систем, устройств и приборов. Во время навигации проводилась техническая учёба, профилактические работы, периодические осмотры. Таким образом, первая арктическая навигация ледокола способствовала росту технической подготовки. Полученные знания пригодились морякам при освоении ими новой техники. Не даром ледокол "Ленин", помимо своего основного назначения, стал "кузницей кадров" для моряков атомного флота.

Эксплуатация атомной энергетической установки (АЭУ) в судовых условиях представляет задачу большой сложности. В зарубежной прессе высказывалось мнение, что атомоход может представлять собой опасность для районов плавания и, особенно, в местах базирования. Возникали вопросы, можно ли разрешить атомоходу заход в территориальные воды прибрежных государств, и не опасно ли такое судно при стоянке в

Макет атомной паропроизводительной установки АЛ "Ленин"





Один из элементов поста управления энергетикой атомногохода

обычных портах. Конструкция атомногохода "Ленин" полностью обеспечивает радиационную безопасность как его экипажу, так и населению тех районов, где разрешено плавание атомногохода и их стоянке в порту. При проектировании и постройке ледокола был учтён огромный опыт, накопленный советской наукой в области учения о действии излучения на организм человека, в том числе и о влиянии малых доз. Было решено разместить реакторы и системы первого контроля в автономном отсеке, получившем название центрального. Войти в центральный отсек можно только переодевшись в специальную одежду. Так судно оказалось разделённым на две зоны строгого (центральный отсек) и свободного режимов. Часть помещений, где появление активности возможно только в случае аварии (при прорыве теплоносителя первого контура во второй), была оборудована средствами для предотвращения распространения радиоактивности (автономная система вентиляции, газонепроницаемые двери и люки, санобработка личного состава перед выходом и др.). Для обеспечения радиационной безопасности горячая вода и пар для отопления и хозяйственно-бытовых нужд вырабатываются в третьем контуре, вероятность проникновения радиоактивности в который исключена. Атомные реакторы, контуры первичного

Здесь начинается царство докторов



теплоносителя и обслуживающие их механизмы размещены за мощной биологической защитой из слоёв воды, стали и тяжёлого бетона.

Биологическая защита позволила снизить потоки проникающих излучений до десятых долей допустимых уровней облучения. Вокруг центрального отсека размещаются только вспомогательные служебные помещения. Высокая насыщенность атомной энергетической установки автоматическими устройствами для управления механизмами и оборудованием исключила необходимость несения постоянных вахт в помещениях центрального отсека. Воздух из центрального отсека очищается на специальных высокоэффективных тонковолокнистых фильтрах и только после этого, практически пол-

ностью свободный от аэрозолей, выбрасывается через грот-мачту на высоте более 20 м над уровнем палубы, где специальные дозиметрические приборы позволяют непрерывно контролировать степень его радиоактивности.

На атомномходе размещено большое количество средств технологической дозиметрии для непрерывного контроля за состоянием первых контуров и своевременного обнаружения их негерметичности и предупреждения распространения радиоактивности в помещения центрального отсека. Система радиационной безопасности подвергалась тщательной проверке в период испытаний ледокола. Радиационная безопасность испытаний обеспечивалась специальной службой радиационной безопасности. Адмиралтейского завода с радиометрической и радиохимической лабораториями и группами по проверке различных сторон системы радиационной безопасности ледокола. Результаты испытаний подтвердили высокую эффективность всех средств индивидуальной защиты.

В подавляющем большинстве члены экипажа жили и работали в условиях естественного радиоактивного фона, которые ничем не отличались от условий на ледоколах "Москва", "Красин" и др. Дозы облучения части экипажа, обслуживающего атомную установку, были в несколько раз (три и более) ниже допустимых величин, принятых как в Советском Союзе, так и за рубежом. Медицинское обследование экипажа, проведённое после арктической навигации, полностью подтвердило абсолютную безопасность атомной ЭУ для всего экипажа, в частности, для лиц машинной команды.

В процессе проектирования и постройки ледокола "Ленин" большое внимание было уделено вопросам благоустройства комплекса жилых и служебных помещений. В основу их общего расположения были положены принципы:

- а) команде отводятся однотипные каюты, рассчитанные на проживание одного - двух человек;
- б) основная часть команды размещается в твиндеках на жилых палубах;
- в) главные служебные помещения располагаются на одной палубе;
- г) среднему составу отводятся одноместные каюты расположенные в судовой надстройке на главной палубе;

д) общественные помещения комсостава располагаются в носовой части судна на верхней палубе;

е) жилые помещения старшего комсостава - капитана, начальника экспедиции, штурманов и радистов - располагаются в надстройке на шлюпочной палубе и первом мостике и обеспечиваются хорошим сообщением с общественными помещениями и каютами на верхней палубе.

Необходимость создания в помещениях ледокола обстановки (вопросы обитаемости кают), обеспечивающей в условиях длительного плавания морякам необходимые удобства, была одной из важных и сложных задач. В результате проработки вариантов архитектурного оформления помещений было найдено решение, основанное на применении для облицовки помещений современных синтетических материалов в сочетании с различными породами дерева.

Все жилые и общественные помещения отделаны материалами преимущественно светлых тонов.

Основные общественные помещения ледокола - кают-компания, курительный и музыкальный салоны, расположены в носовой части судна около центрального вестибюля и являются центром всего комплекса жилых и общественных помещений.

В самых крупных общественных помещениях - кают-компании и салона экипажа - переборки отделаны полихлорвиниловым линкрустом и декоративными деталями, облицованными строганной фанерой из орехового дерева. Курительный салон отделан сравнительно тёмным материалом - строганной ореховой фанерой, что сделано с целью создания уюта в помещении для проведения досуга, где можно поиграть в шахматы, посмотреть телевизионную передачу или посидеть у электрического камина.

Расположенный на противоположном борту музыкальный салон отделан золотистым клёном "птичий глаз". При необходимости помещение может быть использовано в качестве сцены для концертов. Для этого предусмотрена раздвижная переборка, образующая в открытом положении портал сцены.

Композиция архитектурного оформления кают-компании построена на зрительном выделении центральной части, что определилось порталом входа и расположением на противоположной переборке панно, отличающимся по цвету и фактуре от стен, облицованных полихлорвиниловым линкрустом. Пилястры, обрамляющие панно и расположенные у противоположной переборки, по сторонам от входа, как бы поддерживают круглый кессон (повышенную часть подволока), обрамлённый кольцевым фризом, несущим световой карниз. Аналогичный световой карниз идёт по всему периметру помещения. Двойные иллюминаторы размещены в нишах, образованных между щитами зашивки.

Отделка клуба выполнена щитами, облицованными светлым ясенем. На передней стене размещено декоративное скульптурное панно с панорамой Ленинграда.

Кроме клуба для общественных мероприятий может быть использован салон команды, где установлен стационарный экран для демонстрации кинофильмов, натянутый специальным павиолом и в обычных условиях скрытый за щитами зашивки. Каюты команды окрашены в светлые тона, расположение и устройство мебели обеспечивают необходимые удобства. Каюты старшего комсостава состоят из кабинета, спальни и ванной комнаты. Капитану отведено помещение, состоящее из салона, кабинета, спальни, буфетной и ванной комнаты. Небольшой салон капитана отделан щитами,



Главная лестница



Музыкальный салон

облицованными волнистым клёном золотистого цвета.

Несколько иллюминаторов, расположенных по всей длине салона на близком расстоянии друг от друга, объединены общей нишей и создают впечатление одного большого окна. Этот приём использован и в других помещениях. Салон освещается световым карнизом, размещённым по всему периметру помещения. Кабинет капитана отделан орехом. Приборы и аппаратура размещены так, что капитан, сидя за письменным столом, может воспользоваться любым из них. Вся аппаратура встроена в мебель. Для наблюдения за отсеком, где размещены основные агрегаты атомной ЭУ, в кабинете установлен телевизор.

(Продолжение следует.)



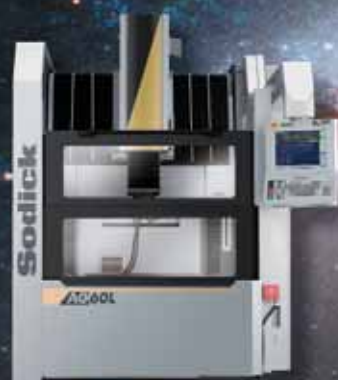
Капитанский салон



Одна из кают экипажа

Использованы фото сайта <http://aviator-ru.livejournal.com/48928.html>

Sodick



35000 линейных электроискровых станков в эксплуатации

(почти **600** в России, Украине и др. государствах
бывшего СССР; на 12.2013 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!

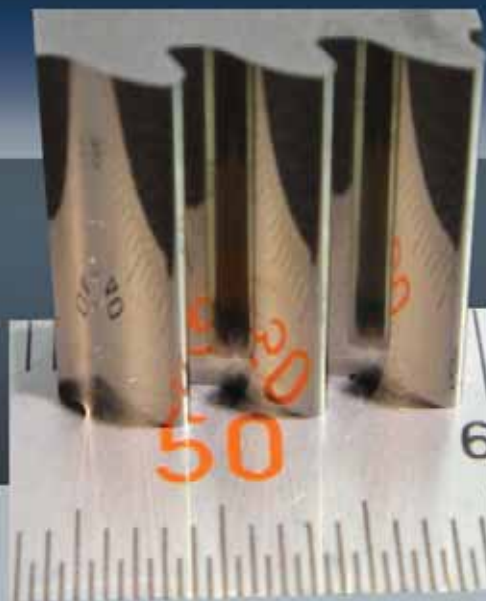
НАНОШЕРОХОВАТОСТЬ

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



Sodick

www.sodick.ru



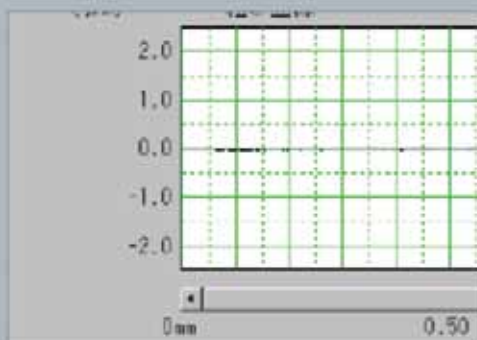
AP250L

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



パラメータ名	値	単位
Ra	0.0061	μm
Ra(1)	0.0072	μm
Ra(2)	0.0088	μm
Ra(3)	0.0062	μm
Ra(4)	0.0060	μm
Ra(5)	0.0043	μm
Rz	0.0576	μm
Rz(1)	0.0600	μm
Rz(2)	0.0440	μm

Рекорд отрасли!

СЕМЕЙСТВО ПЕРМСКИХ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК

- газотурбинные установки могут быть использованы в составе газоперекачивающих агрегатов, газотурбинных насосов и электростанций;
- эксплуатация в условиях умеренно-холодного и холодного климата;
- эффективность и надежность на уровне мировых аналогов;
- 20-летний опыт сотрудничества с компаниями ТЭК России;
- изготовлено более 730 газовых турбин промышленного назначения, из них более 270 – для электростанций.



ГТЭ-25П
GTE-25P

ГТУ-25П
GTU-25P



ГТЭ-16ПА
GTE-16PA

ГТУ-16П
GTU-16P



ГТУ-12ПГ-2
GTU-12PG-2

ГТУ-12П
GTU-12P



ГТУ-10П
GTU-10P

ГТУ-6П
GTU-6P



ГТУ-6ПГ
GTU-6PG

ГТУ-4П
GTU-4P



ГТУ-4ПГ
GTU-4PG

ГТУ-2,5П
GTU-2,5P



Энергетические ГТУ

Gas Turbines for Power Generation

Gas Turbines for Gas Pumping Duties

Механические приводы

**PERM GAS TURBINES
FAMILY**