

Двигатель

Научно-технический журнал

№ 2 (86 + 243) 2013

*Только авиация
обеспечит нормальную эксплуатацию
удаленных объектов нефтяной и газовой промышленности*





2007 2005 2004



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

Кухаренко 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"

Ставровский М.Е., д.т.н.,
проректор по научной работе
РГТУ имени К.Э. Циолковского (МАТИ)

Троицкий Н.И., к.т.н.

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.

Валентин Алексеевич Шерстянников, д.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 28377 в общероссийском каталоге 2008 г.

Научно-технический журнал "Двигатель"©

зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Рег. № 018414 от 11.01.1999 г.

14-й (106-й) год издания.

Отпечатано

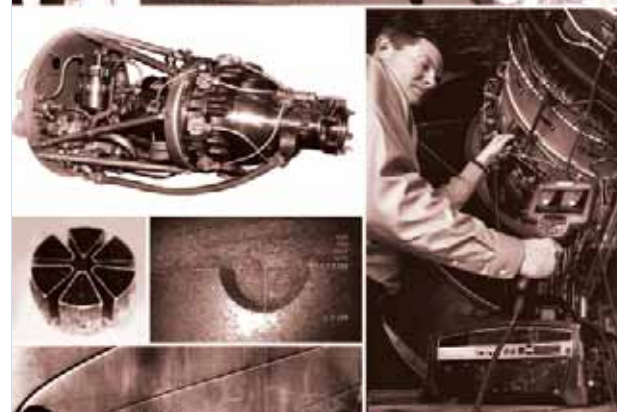
ЗАО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.

Тираж 5 000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

Цена свободная.

СОДЕРЖАНИЕ



2 Развитие авиационных ГТД

и создание уникальных технологий

В.И. Бабкин, М.М. Цховребов, В.И. Солонин, А.И. Ланшин

8 Система визуально-измерительного контроля Everest XLG3 VideoProbe

12 В полку пермских электростанций прибыло

14 Формула производительности:

24 часа и 7 дней в неделю

16 Памяти Валентина Алексеевича Шерстянникова

18 Каталитические камеры сгорания метана для газовых турбин

В.А. Махлин, А.Г. Лиознов

22 Новый двигатель для Range Rover

23 Концевые фрезы. Антивибрационная серия

24 Современные концепции прогнозирования неисправностей двигателей: проблемы и решения

З. Блувбанд, С. Пороцкий, Д. Гершман

28 Мощные ЖРД из России

В.И. Гуров

29 Серия VOX для обработки чугуна

30 Изготовлен уникальный высокоэнергетический компьютерный томограф BT-1500XA-D

32 Дизель-генераторная установка ДГУ5-П27.5-ВМ1

33 Одноцилиндровые дизели многоцелевого назначения

34 Антропологические функции техники в проектировании перспективных научно-технических объектов

С.В. Кувшинов

38 Научно-просветительский фестиваль "Космопорт"

В.М. Витвицкий

40 Проблематичное начало и драматический конец разработки ракеты-носителя Н1

В.Ф. Рахманин

47 Борису Александровичу Соколову 90 лет!

48 Турбулентность сверхзвуковых течений (памяти Д.Д. Гилевича)

Ю.М. Кочетков

50 Разработка SpaceLiner продолжается

52 К 100-летию выполнения "Петли Нестерова" - первой фигуры высшего пилотажа

54 "Сто тысяч новых Туполевых"

В.А. Белоконь



РАЗВИТИЕ АВИАЦИОННЫХ ГТД И СОЗДАНИЕ УНИКАЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Владимир Иванович Бабкин, к.т.н.
Михаил Михайлович Цховребов, к.т.н.
Валентин Иванович Солонин, к.т.н.
Александр Игоревич Ланшин, д.т.н.
(ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова")

Рассмотрены некоторые факторы и показатели развития авиационных ГТД. Показана ключевая роль новых технологий в обеспечении уникальных показателей технического совершенства авиационных ГТД. Обеспечение высокой надежности, топливной экономичности, соответствия ужесточающимся экологическим нормам связано с применением современной методологии создания ГТД на основе опережающего научно-технического задела
Some factors and characteristics of aero gas turbine engines improving are considered. The key role of new technologies for getting unique performance of aero GTE is shown. Provision of high reliability, fuel economy, compliance with stricter environment standards are related to application of modern methodology based on advanced research.

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель (ГТД), термодинамический цикл, температура газа, степень двухконтурности, надежность, технологии, научно-технический задел.

Keywords: aero gas turbine engine (GTE), thermodynamic cycle, gas temperature, bypass ratio, reliability, technology, advanced research.

Современная авиация принадлежит к числу главных факторов существования и развития человеческого общества. Стремительный рост мирового объема перевозок с годовым приростом на уровне ~6 % обеспечил достижение на рубеже нового тысячелетия величины общего объема пассажирских перевозок порядка $\sim 3 \cdot 10^{12}$ пассажирокилометров, что примерно в 5 раз превышает соответствующий уровень для середины 1970-х гг.

Ключевым фактором существования и эффективности любого летательного аппарата тяжелее воздуха является двигатель с его тяговыми, экономическими, экологическими, весогабаритными и другими эксплуатационными характеристиками, среди которых наиболее важными являются надежность и безопасность эксплуатации. Уникальное сочетание свойств и способность эффективно функционировать в существенно различных условиях является одной из основных причин, по которым в зарубежной экономике авиационный двигатель считается самостоятельным с коммерческой точки зрения продуктом.

В прошедшем году исполнилось 100 лет с начала серийного производства авиационных двигателей в России. В 1912 г. на базе полукустарных мастерских был создан завод "Гном" по сборке авиационного 7-цилиндрового звездообразного поршневого мотора "Гном-Рон" мощностью 80 л.с. Ныне на месте завода "Гном" располагаются производственные корпуса одного из ведущих предприятий авиадвигателестроения - НПЦ газотурбостроения "Салют" (б. ММПП "Салют"), основная продукция которого - авиационные газотурбинные двигатели [1].

Следуя за растущими потребностями авиации, поршневые двигатели (ПД) развивались по схеме, параметрам и мощности. В 40-50-х годах прошлого столетия авиационные ПД достигли взлетной мощности в 15...20 и более раз превышающей мощность первых моторов типа "Гном". Однако возрастание при этом размеров и веса ПД ограничило область их применения на самолетах скоростью полета 650...700 км/ч вследствие снижения при больших скоростях эффективности винто-моторной силовой установки.

В самом конце 30-х - начале 40-х годов прошлого века были созданы первые авиационные ГТД (турбореактивные - ТРД и турбовинтовые двигатели - ТВД). В отличие от винтомоторной силовой установки особенностью ТРД является возрастание тяговой мощности с ростом скорости полета, что позволило кардинально раздвинуть диапазон скорости полета в сторону её увеличения. К

настоящему времени авиационные ГТД различных схем и параметров практически полностью вытеснили ПД из транспортной пассажирской и военной авиации, которые сохранились в основном в легкомоторной авиации общего назначения - АОН.

Укрупнённо, основными составляющими современного авиационного ГТД являются: тепловая машина, работающая по термодинамическому циклу с подводом тепла к рабочему телу (воздух с продуктами сгорания) при постоянном давлении (цикл Брайтона); устройство для преобразования располагаемой в результате выполнения термодинамического цикла работы в реактивную тягу ("движитель"), схема которого зависит от типа и назначения летательного аппарата, и системы автоматического регулирования (САУ), обеспечивающей поддержание необходимых режимов работы двигателя.

История существования авиационных ГТД насчитывает немногим более 70 лет. В результате научно-технического прогресса за это время авиационные ГТД достигли наивысшего в сравнении с продукцией общего машиностроения уровня показателей:

- термодинамического совершенства;
- аэродинамической нагруженности лопаточных машин (компрессоров, турбин);
- максимальной температуры газа в турбине;
- теплонапряженности и экологического совершенства камер сгорания;
- эффективности охлаждения и теплозащиты горячей части;
- удельного веса;
- многорежимности работы;
- применения высокоэффективных конструктивно-технологических решений;
- применения новых металлических и неметаллических конструкционных материалов;
- применения альтернативных (в том числе криогенных) топлив.

Высокая производительность современных лопаточных машин (компрессоров и турбин), исчисляемая в земных статических условиях десятками и сотнями килограмм в секунду рабочего тела в сочетании с высокими параметрами цикла обеспечивает преимущества авиационных ГТД по компактности и весогабаритным характеристикам.

Для иллюстрации уровня рабочих нагрузок и требований к прочности основных элементов конструкции авиационных ГТД можно привести следующее качественное сравнение. В манев-

ренном самолете уровень перегрузки (отношение действующей на тело силы к его весу) конструкции и экипажа может достигать величины порядка 10^1 , тогда как в среднем по параметрам и размерности авиационном ГТД уровень перегрузки ответственных деталей ротора высокого давления (рабочие лопатки) на рабочем режиме составляет величину порядка 10^5 , т.е. в десять тысяч раз больше, при этом температура тела охлаждаемой рабочей лопатки из жаропрочного сплава достигает многих сотен градусов.

Эти достижения в авиационных ГТД базируются на фундаментальных и прикладных исследованиях в области газовой динамики, горения и теплообмена, конструкционной прочности, теории управления и технической диагностики. Широко применяется компьютерное многодисциплинарное моделирование высоких уровней, физический модельный эксперимент, натурные исследования экспериментальных узлов и систем двигателей на уникальных, имитирующих реальные условия эксплуатации, стендах, что обеспечивается наличием мощной научно-технической инфраструктуры. Помимо отечественного авиодвигателестроения, только США (Pratt-Whitney, General Electric), Англия (Rolls-Royce) и Франция (SNECMA) владеют полным циклом создания и выпуска авиационных ГТД. Недаром атрибутом великой державы считается способность создавать и производить авиационные газотурбинные двигатели.

В свою очередь авиационное двигателестроение, базирующееся на наиболее передовых технологиях, стимулирует развитие всех тех отраслей промышленности, где требуются компактные, мобильные и хорошо управляемые источники энергии: наземный и водный транспорт; теплоэнергетика; газоперекачка; технологии сушки, очистки, пожаротушения и т.п.

Всё возрастающие и расширяющиеся требования к авиационным двигателям стимулируют развитие конструкционных материалов, технологического оборудования, электронной и электрической техники и др.

Развитие авиационных ГТД связано с растущими потребностями в развитии экономики, транспорта, обеспечением экономической безопасности и поддержанием обороноспособности государства. Закономерности развития авиационных ГТД, т.е. последовательное улучшение показателей технического совершенства и эффективности их применения на летательном аппарате, носит непрерывно-шаговый характер, отражающий необходимость накопления требуемого объема знаний, осознания опыта предшествующих разработок и эксплуатации, освоения новых технологий создания высокоэффективных узлов и элементов. Эти обстоятельства, наряду с факторами конкуренции и поддержания паритетности, обуславливают существование поколений ("шагов" развития) авиационных ГТД [2]. Поколение характеризуется типами и назначением ГТД, уровнем параметров цикла, принципиальной схемой основных узлов, конструктивными материалами, а также технологией изготовления конструкций основных узлов. Временные рамки создания поколений авиационных ГТД зависят от множества факторов, в т.ч. и не технического характера; ориентировочно сроки создания поколений ГТД (1 - 5) могут быть в основном отнесены соответственно к 40-м, 50-м, 60-м, 70-90-м гг. и к концу прошлого - началу нового тысячелетия.

На рис. 1 показаны ориентировочные области реализованных максимальных значений параметров термодинамического цикла (общей степени повышения давления в компрессорах и температуры газа перед турбиной) по поколениям авиационных ГТД, полученные по данным [3], а также по экспертным оценкам. Следует иметь в виду, что в опубликованных данных по авиационным ГТД не всегда режимы максимальных значений π_{Σ}^* и T_r^* совпадают, что, однако, не меняет принципиальной тенденции совместного возрастания параметров цикла от поколения к поколению. Области значений $\pi_{\Sigma \max}^*$ и $T_{r \max}^*$ для отдельных поколений в совокупности укладываются в полосу, свидетельствующую о взаимосвязанном возрастании обоих параметров с развитием ГТД. Такой характер развития авиационных ГТД как тепловой машины не является случайно сложившимся. Согласно теории рабочего про-

цесса, оптимальные для данной температуры газа (точнее степени повышения температуры термодинамического цикла) значения степени повышения давления в цикле $\pi_{\Sigma \text{opt}}^*$ возрастают с увеличением температуры газа, причем величина $\pi_{\Sigma \text{opt}}^*$, соответствующая максимуму термического к.п.д. цикла, существенно превышает π_{Σ}^* , соответствующую максимуму работы цикла. Следует заметить, что в области максимумов протекание $\pi_{\Sigma}^*(T_r)$ носит достаточно пологий характер. На рис. 1 для сравнения показан расчетный пример зависимостей $\pi_{\Sigma \text{opt}}^*$ от T_r^* при $T_n = 288\text{K}$, $M = 0$, к.п.д. сжатия $\eta_c = 0,85$, к.п.д. расширения $\eta_p = 0,92$, полученные по данным [4]. Из сопоставления следует, что действительное развитие ГТД по параметрам цикла в целом (с учетом реальных к.п.д. элементов, пологости функций $\pi_{\Sigma}^*(T_r)$ в области максимума и требований по назначению ГТД) соответствует теоретическому положению о целесообразности согласованного повышения обоих параметров цикла. Следует отметить, что верхняя граница полосы зависимости $\pi_{\Sigma}^*(T_r)$ на рис. 1, более близкая к теоретической кривой $\eta_{\max}$, отражает приоритетное значение топливной экономичности двигателей магистральной дозвуковой авиации (поколения 3 - 5), тогда как меньшие значения π_{Σ}^* (по нижней границе полосы) тяготеют к теоретической кривой максимальной работы цикла $l_{\max}$, отражая тем самым приоритетное значение компактности и малого веса многорежимных двигателей маневренной сверхзвуковой авиации.

Темпы развития авиационных ГТД определяются в первую очередь ограничениями допустимого на данном этапе уровня температуры газа перед турбиной с учётом обеспечения прочности, надежности, ресурса конструкции и, таким образом, напрямую зависят от технологий создания высокотемпературных конструкционных материалов и экономичных систем охлаждения теплонапряженных деталей конструкции. Примерная величина прироста максимальной температуры газа от поколения к поколению составляет около 150...200K. Повышение температуры газа сопровождается, как отмечалось, увеличением степени повышения давления в цикле и, следовательно, температуры воздуха в конце сжатия. Развитие авиационных ГТД характеризуется разработкой все более высоконапорных компрессоров. При этом решение проблем эффективности, прочности и надежности (газодинамической устойчивости) компрессоров достигается разработкой и внедрением новых (для своего времени) технологий (разделение на каскады, поворот лопаток направляющих аппаратов, двухконтурная схема тракта, пространственное профилирование элементов проточной части с повышенной нагрузкой на ступень,

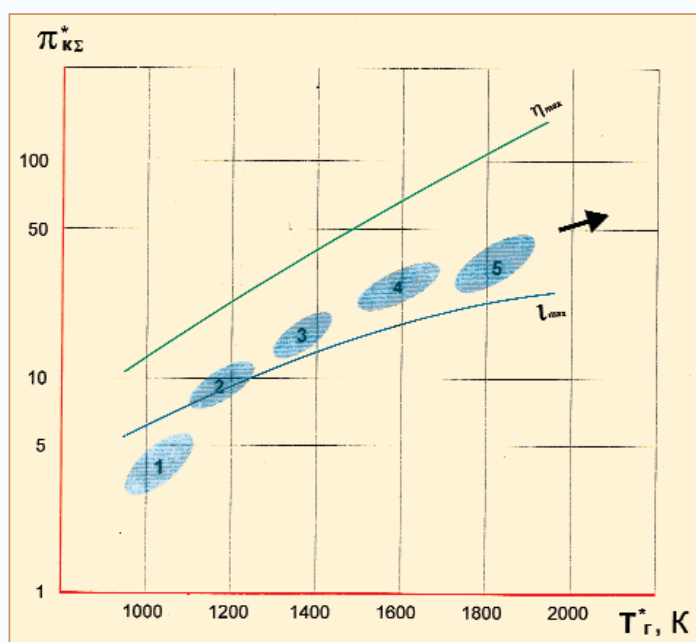


Рис. 1. Области реализованных максимальных значений параметров термодинамического цикла

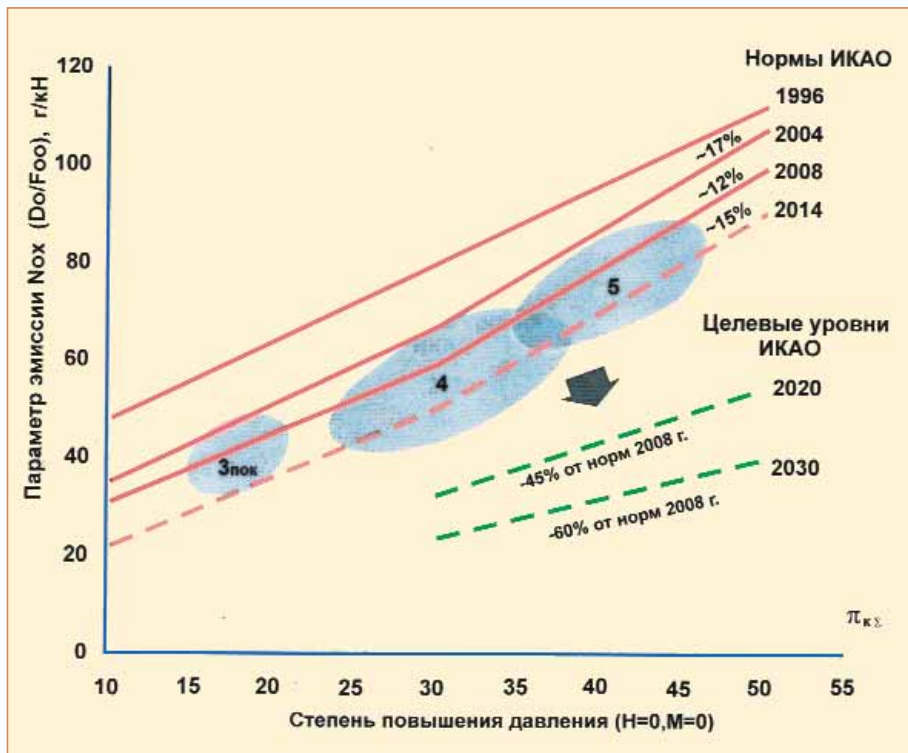


Рис. 2. Ужесточение международных норм на эмиссию вредных веществ

моноколёса, жаропрочные сплавы в последних ступенях и др.).

Вследствие повышения обоих параметров цикла по мере развития ГТД возрастают температура воздуха на входе и температура газа на выходе из основной камеры сгорания, расположенной между компрессором и турбиной. При этом осложняются проблемы обеспечения её эффективности, прочности, надёжности, ресурса, приемлемых экологических характеристик (эмиссия вредных веществ) и характеристик запуска. Развитие авиационных ГТД в части камер сгорания характеризуется созданием и внедрением новых технологий, позволяющих обеспечить уникально высокий уровень теплонапряженности и других характеристик камер. В их число входят конструктивно-схемные решения, организация сложного многорежимного рабочего процесса, обеспечения эффективного охлаждения стенки жаровой трубы, температурного поля перед турбиной с приемлемой неоднородностью, экологических характеристик в соответствии с жесткими нормами на эмиссию и др. Сложность разработки этих технологий связана с их зачастую неоднозначным влиянием на различные характеристики камеры, при улучшении одних и ухудшении других. Так, международные нормы на эмиссию вредных веществ (Nox и др.) постоянно ужесточаются, что затрудняет оптимизацию параметров цикла ТРДД в целях повышения топливной экономичности (рис. 2).

Принципиально сходные соображения можно высказать относительно остальных узлов и элементов авиационных ГТД. Таким образом, каждое новое поколение авиационных ГТД характеризуется комплексом новых созданных, реализованных в производстве и внедренных в эксплуатацию технологий (технических "событий"), краткий перечень которых позволяет сформулировать определения поколений авиационных ГТД на основе анализа мировой практики авиадвигателестроения. Впервые это сделано в ЦИАМ в 70-х гг. прошлого века [4].

Первое поколение характеризует начальный этап развития авиационных ГТД (1940-е - начало 50-х гг.). Созданы относительно простые по схеме и конструкции первые ТРД(ф) и ТВД в основном военного назначения с одновальными центробежными и осевыми компрессорами ($\pi_k^* = 3...5,5$) и неохлаждаемыми турбинами ($T_r = 950...1150K$). Конструкционные материалы заимствованы в основном из практики поршневого авиадвигателестроения и паротурбостроения (сталь, алюминиевые и магниевые сплавы). Пи-

лотируемые самолеты с ТРД первого поколения впервые преодолели звуковой барьер.

Второе поколение (50-е - 60-е гг.) характерно существенным расширением работ по созданию новых образцов ГТД (по прежнему ТРД(ф) и ТВД), что свойственно этапу экстенсивного развития направления. Компрессоры осевые с $\pi_k^* = 7...13$ одновальные с регулируемым поворотом лопаток направляющих аппаратов или двухвальные, применяются первые сверхзвуковые ступени с высокой производительностью. Турбины с $T_r = 1100...1250K$ с неохлаждаемыми рабочими лопатками. В номенклатуру конструкционных материалов входят титан и улучшенные жаропрочные сплавы. Двигатели в основном ориентированы на военное применение, в том числе на серийных самолетах, достигших скорости $M = 2$ и более. Модификации некоторых из ГТД 2-го поколения находят применение на первых реактивных и турбовинтовых самолетах пассажирской авиации, в связи с чем возникает новая проблема - высокого шума при взлете, создаваемого реактивной струей ТРД; разрабатываются первые образцы шумоглушащих сопел.

Третье поколение авиационных ГТД (в основном 1960-е гг.) характерно принципиально новым шагом - созданием и внедрением двигателей двухконтурной схемы - ТРДД с малой и умеренной степенью двухконтурности ($m = 0,5...2,5$), что позволило снизить скорость истечения реактивной струи и потери с выходной скоростью, тем самым обеспечив повышение полетного кпд и экономичности (на 15...20 %), а также уровня шума (на 15...20 дБ). Создание ТРДД стало возможным прежде всего благодаря разработке и внедрению технологий изготовления рабочих лопаток турбины с внутренним конвективным воздушным охлаждением, что позволило поднять максимальную температуру газа перед турбиной до уровня 1300...1450K. Компрессоры, как правило, двухвальные с $\pi_k^* = 15...20$. В сфере разработок двигателей военного назначения продолжается развитие ТРДФ и создаются первые ТРДДФ на базе ТРДД для гражданской авиации; разрабатываются ТРД(Д)Ф для первых СПС. В номенклатуре конструкционных материалов растет доля жаропрочных сплавов. Двигатели 3 поколения до настоящего времени находятся в эксплуатации.

Четвертое поколение авиационных ГТД (1970 - 90-е гг.) приходится на стадию интенсивного развития данного направления, характерную расширением разработок модификаций двигателей различной тяги, мощности и назначения, включая ГТУ для наземного (морского) транспорта и энергетики, на основе ограниченного числа новых базовых конструкций авиационных ГТД и их газогенераторов. Этот методологический подход отражает влияние роста сложности двигателей, расширения и ужесточения эксплуатационных требований, в первую очередь по ресурсу и надежности, увеличения наукоёмкости и затрат на отработку новых технологий и материалов.

Двухконтурные двигатели различных схем заняли господствующее положение для разрабатываемых самолетов гражданской и военной авиации. Благодаря созданию и внедрению новых технологий изготовления литых с направленной кристаллизацией и монокристаллических лопаток турбины с эффективным охлаждением температура газа перед турбиной достигла уровня 1500...1700K. Степень повышения давления в компрессорах, реализованная в двух- и трёхвальной схемах, выросла до 25...40, причем нижняя часть диапазона по преимуществу соответствует сверхзвуковому многорежимным ТРДДФ, а верхняя - дозвуковым транспортным ТРДД. Степень двухконтурности последних возросла до 4...8, что в совокупности с увеличением параметров цикла

позволило снизить удельный расход топлива на крейсерском режиме полета при $M = 0,8$ на $\sim 15...20\%$ по сравнению с двигателями 3 поколения (рис. 3). Важной новой технологией ТРДД с большой степенью двухконтурности явилось создание одноступенчатых вентиляторов со степенью повышения давления $\sim 1,6...1,8$ ("движителей") большого диаметра (порядка ~ 2 м для двигателей средней тяги) без входного направляющего аппарата. К числу основных требований к вентиляторам этого типа относятся очень высокие производительность и кпд при выполнении ужесточающихся требований по уровню шума и безопасности эксплуатации. Разработки вентиляторов этого типа продолжают до настоящего времени. Созданы вентиляторы с лопатками сложной пространственной конфигурации без антивибрационных полок и облегченной конструкции, что потребовало совместного решения проблем газодинамики, прочности, материалов и способов производства.

Существенный рост степени двухконтурности и степени повышения давления в компрессорах ТРДД 4-го поколения обусловил уменьшение размеров проточной части внутреннего контура, особенно сильно проявляющееся в тракте высокого давления, т.е. на выходе из компрессора газогенератора и на входе в турбину. Следствием уменьшения высот лопаток, примерно пропорциональных квадратному корню из приведенного расхода воздуха (газа) в данном сечении, является усиление отрицательного влияния на к.п.д. радиального зазора, относительных толщин кромок лопаток, отклонений формы профилей от номинальных и т.п. На рис. 3 показана примерная зависимость удельного расхода топлива ТРДД на крейсерском режиме при $M = 0,8$ и $H = 11$ км по поколениям. В качестве параметра размерности принята величина приведенного расхода воздуха за компрессором $G_{\text{кпр. вых.}}$. Для наглядности точки для конкретных ТРДД различных поколений приведены к единой размерности по тяге $R_{\text{взл}} = 16$ тс. Видно, что параметр размерности газогенератора ТРДД 4-го поколения имеет тенденцию к снижению в 3 и более раз по сравнению с ТРДД 3-го поколения той же тяги, что потребовало уже в 4-м поколении ТРДД разработать и внедрить технологию управления радиальным зазором в обеспечение повышения экономичности, стабилизации параметров с наработкой в эксплуатации и надежности.

Характерной чертой разработок двигателей 4-го поколения является тенденция к сокращению числа ступеней турбокомпрессорной группы в целях уменьшения затрат на производство и эксплуатацию, снижения веса двигателя. Разработки новых лопаточных машин были направлены на интенсификацию рабочего процесса в отдельных ступенях. Впервые в двигателях 4-го поколения были разработаны и внедрены технологии высокоперепадных одноступенчатых турбин газогенераторов, что в совокупности с мероприятиями по сокращению числа ступеней в тракте сжатия способствовало широкому распространению компактных двухпорных газогенераторов, что также внесло свой вклад в весовое совершенствование двигателей. Удельный вес ТРДД 4-го поколения для маневренных самолетов был снижен в $5...7$ раз по сравнению с ТРД первого поколения. Разработки усовершенствованных модификаций двигателей 4-го поколения продолжают до настоящего времени.

Среди созданных и эксплуатируемых ТРДД 4-го поколения для маневренной авиации следует выделить уникальный комплекс качеств отечественных ТРДД РД-33 и АЛ-31Ф, обладающих, по-

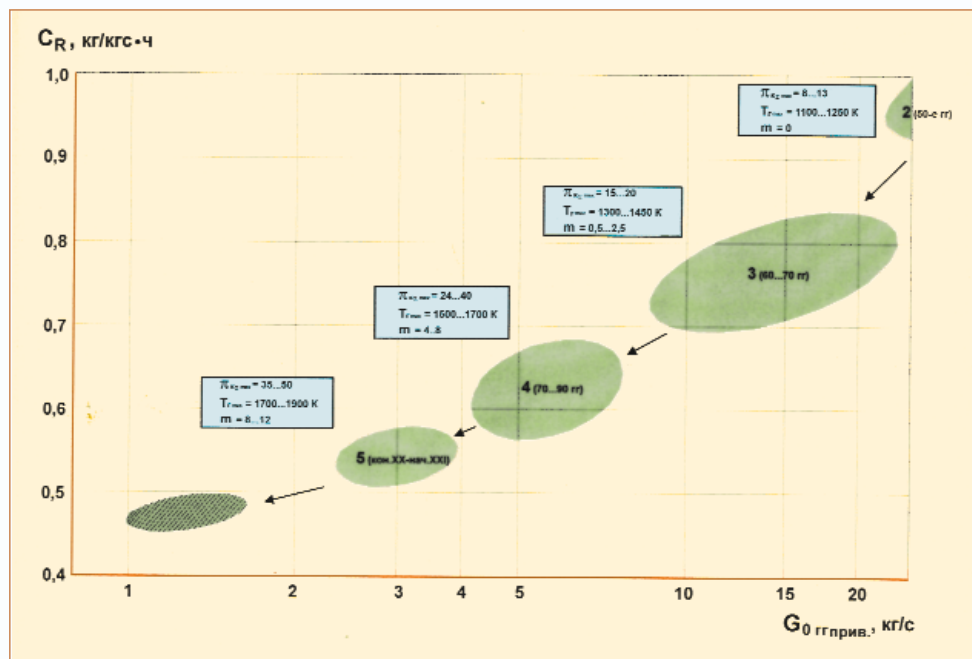


Рис. 3. Изменение удельного расхода топлива на крейсерском режиме полета по поколениям турбореактивных двигателей

мимо малого удельного веса, широким диапазоном условий эксплуатации при высокой устойчивости, отсутствием ограничений на перемещение рычага управления двигателем и значительным модернизационным потенциалом.

Пятое поколение авиационных ГТД (1990-е - 2000-е годы) продолжает и развивает основные тенденции, сложившиеся при разработке двигателей 4-го поколения.

Максимальная температура газа перед турбиной достигла уровня ~ 1900 К, а степень повышения давления в компрессоре 50. Степень двухконтурности в дозвуковых ТРДД достигает очень высоких ("сверхбольших") значений $m = 8...12$, что в сочетании с повышением параметров цикла и кпд узлов позволило снизить расход топлива на $10...15\%$ по сравнению с ТРДД 4-го поколения (рис. 3). При этом в обеспечение эффективности турбовентиляторного каскада были разработаны и внедрены технологии создания многоступенчатых ($Z_{\text{СТ}}$ до 6 - 7) турбин низкого давления для ТРДД безредукторных схем и понижающих частоту вращения вентилятора мощных редукторов для ТРДД редукторной схемы.

Весовое совершенство зарубежных серийных ТРДД 5-го поколения типа F119 (Pratt&Whitney), EJ-2000 (европейские фирмы) достигло уровня $R/G_{\text{дв}} = 9...10$.

В настоящее время время отечественного авиадвигателестроения переживает не лучшие времена. Хозяйственно-экономические изменения, произошедшие в начале 90-х годов прошлого века, резкое сокращение финансирования исследований и разработок авиационных ГТД способствовали отставанию от зарубежных фирм практически на целое поколение. В настоящее время актуальной задачей отечественного авиадвигателестроения является преодоление сложившегося технологического отставания по срокам и создание конкурентоспособных двигателей, соответствующих требованиям внутреннего и внешнего рынков.

В разработке находится высокоэкономичный отечественный базовый ТРДД 5-го поколения ПД-14 для ближне-среднемагистрального самолета нового поколения МС-21. Этот двигатель тягой в классе 14 тс разработан по двухвальной схеме и включает все новые технологии в узлах, характерных для ТРДД 5-го поколения (широкохордный бесполощный вентилятор с полыми лопатками и низкой окружной скоростью для снижения уровня шума, малозмиссионная кольцевая камера сгорания, охлаждаемая турбиной высокого давления с высоким к.п.д., облегченная многоступенчатая турбина низкого давления). В целях снижения технического риска принята безредукторная схема ротора низкого давления, а

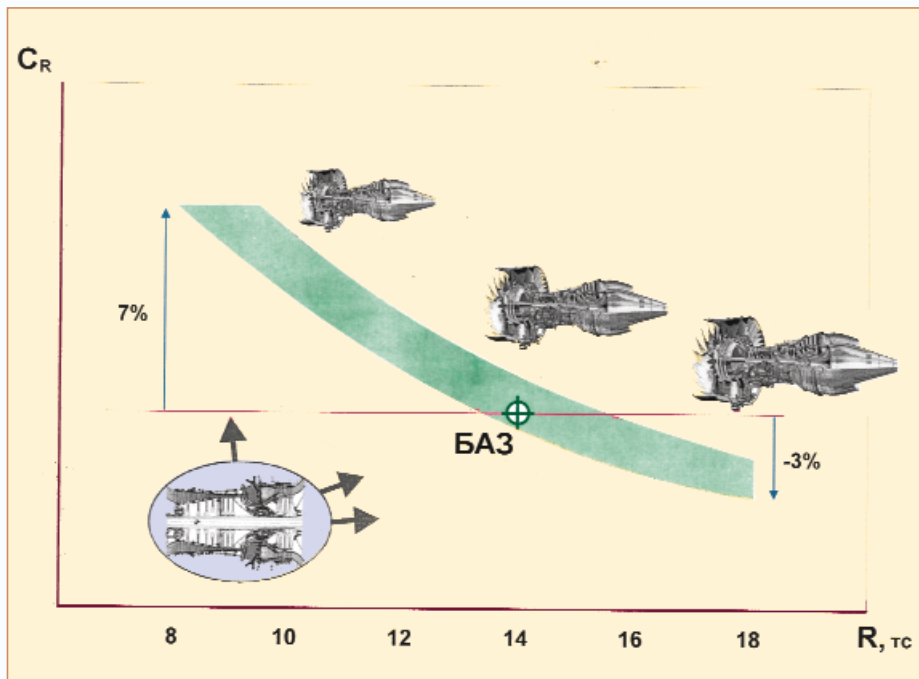


Рис. 4. Семейство дозвуковых ТРДД взлетной тягой в классе 8...18 тс для самолетов различного назначения, создаваемых на базе двигателя ПД-14 (проект)

степень двухконтурности составляет около ~9, что близко к практическому пределу для безредукторной схемы ТРДД.

Снижение удельного расхода топлива в новом ТРДД по сравнению с серийным аналогом предшествующего поколения составит, согласно проекту, ~15 %. Предусмотрено значительное улучшение экологических характеристик: снижение шума на ~15 ЕРНдБ относительно главы 4 ИКАО и эмиссии NO_x - на 20... 30 % относительно CAEP6 ИКАО.

Двигатель ПД-14 рассматривается как базовая конструкция для создания семейства дозвуковых ТРДД взлетной тягой в классе 8...18 тс для самолетов различного назначения (рис. 4) [7].

Разработка ПД-14 осуществляется в рамках широкой кооперации проектных организаций и серийных предприятий авиадвигателестроения при головной роли разработчика и системного интегратора ОАО "Авиадвигатель". Научное обеспечение разработки осуществляется ЦИАМ и другими институтами авиапромышленности.

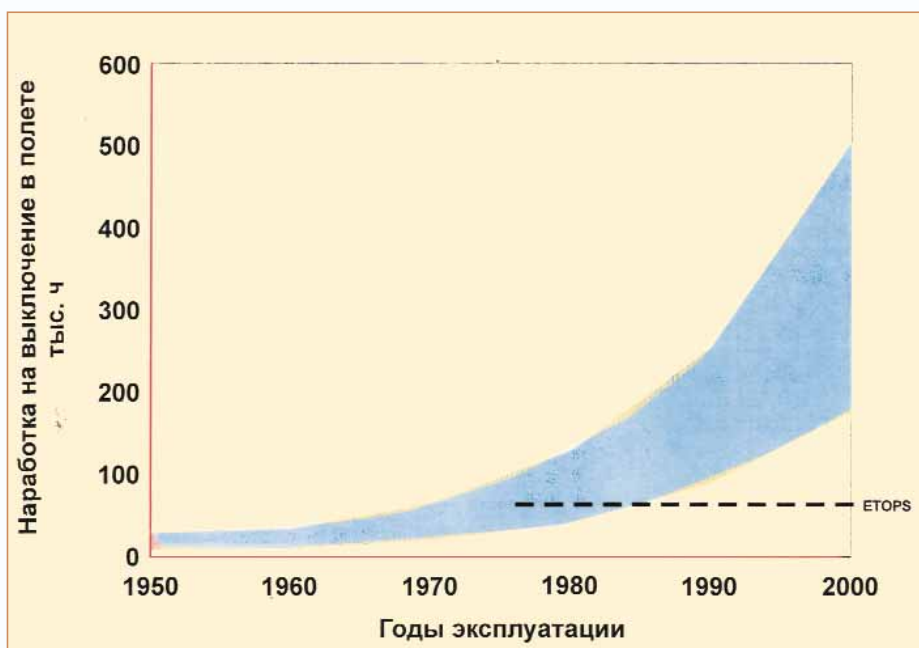


Рис. 5. Наработка двигателей на выключение в полёте

Опыт создания современных авиационных двигателей, характеризующийся значительным ростом затрат на разработку и производство по сравнению с первыми поколениями ГТД, обусловил кардинальное изменение методологии создания новых двигателей. Основой современной методологии является опережающее по срокам создание экспериментально апробированного и обоснованного научно-технического задания (НТЗ) по узлам, газогенераторам, демонстрационным двигателям. Раннее выявление технических проблем в конкретной разработке и определение путей их решения позволяет существенно уменьшить затраты на разработку и сертификацию двигателя благодаря сокращению доли наиболее дорогой компоненты "доводки" - отработки двигателя на опытных образцах. Базирование разработки двигателя на опережающем НТЗ также способствует согласованию сроков создания авиационного комплекса в целом. Создание опережающего НТЗ по перспективным авиационным двигателям является приоритетным направлением в национальной научно-технической политике индустриально развитых стран Запада. Программы НТЗ финансируются из средств государственного бюджета и, частично, из собственных средств фирмы-разработчика. Выполняется поэтапный контроль реального хода программ НТЗ с постановкой целей и оценкой результатов по предложенной NASA популярной сейчас шкале "уровней технологической готовности" от создания концепции (уровень 2) до экспериментально подтвержденной на образцах новой технологии (уровни 4 - 6) [5]. Выход на этот уровень дает основание к применению данной технологии в разработке двигателя по полной программе.

Современная методология разработки авиадвигателей опирается на интеграцию систем пространственного моделирования течений в их элементах, деформаций под нагрузкой и т.п., компьютерного проектирования, автоматизированного изготовления деталей и физического эксперимента. На основе междисциплинарных математических моделей (газовая динамика, теплообмен, горение, прочность, экономика и др.) совершенствуются методы расчета, оптимизации параметров и проектирования двигателей. Создаются компьютерные "испытательные стенды" ГТД, позволяющие воспроизводить и наблюдать детали сложнейших рабочих процессов на установившихся и нестационарных режимах, развиваются экспериментальная база и методы физического эксперимента.

Современный авиационный ГТД 5-го поколения, впитавший в себя опыт и уроки четырех предыдущих поколений и состоящий из узлов, каждый из которых выполнен из материалов с высокой удельной прочностью с применением специальных высокоэффективных технологий, является уникальным продуктом машиностроения, аналогов которому по уровню интенсивности рабочего процесса, нагруженности и тепловому состоянию основных узлов практически нет. Эти показатели достигнуты при многократном повышении надежности конструкции, характеризуемой наработкой на отказ в полете (рис. 5) [8].

Компьютерное моделирование позволяет дать предварительную оценку возмож-

ных путей развития авиационных ГТД. При традиционном пути развития ТРДД с повышением максимальной температуры газа перед турбиной на $\sim 150...200\text{K}$ по сравнению с ТРДД 5-го поколения, общей степени повышения давления в компрессорах до $60...80$, степени двухконтурности до $15...25$ и высоких к.п.д. узлов снижение удельного расхода топлива в ТРДД для дозвукового пассажирского транспорта на крейсерском режиме при $M = 0,8$, $H = 11\text{ км}$ (без учета отборов воздуха и мощности на самолетные нужды) может составить $\sim 10\%$ по сравнению с ТРДД 5-го поколения и, тем самым, впервые преодолеть рубеж $0,5\text{ кг/кгс}\cdot\text{ч}$ (рис. 3). Однако видно, что это снижение связано с уменьшением размерности газогенератора в $2...3$ раза по сравнению с ТРДД 5-го поколения при одинаковой взлетной тяге, т.е. потребует разработки технологий создания и производства малоразмерных газогенераторов с высокими к.п.д. узлов и стабильностью параметров в производстве и эксплуатации. Принципиально возможно некоторое повышение экономичности применением новых схем двигателей за счет преимущественного повышения термического к.п.д. (ТРДД с промежуточным охлаждением и регенерацией тепла) или полетного к.п.д. (ТРДД с открытым незакапотированным низконапорным винтовентилятором). Однако этим схемам присущи пока неопределенные недостатки: первой - повышенный вес и размеры; второй - повышенный шум винтовентилятора.

В целях стимулирования разработок новых технологий для перспективных магистральных пассажирских самолётов NASA (США) выдвигает следующие очень высокие требования к их показателям:

Кумулятивный уровень шума:

-72 дБ по отношению к нормам гл. 4.

Эмиссия NO_x на взлётно-посадочном цикле:

-75 % и более по отношению к нормам CAEP6.

Расход топлива:

-70 % и более.

Ставится задача достижения 4 - 6 уровня технологической готовности по этим показателям к 2025 г. [6]. Столь значительное повышение топливной и экологической эффективности требует усилий как со стороны двигателя, так и планера и, в конечном счете, глубокой интеграции обоих составляющих в системе самолета.

В частности [6], рассматриваются схемы ЛА "летающее крыло" и с несущим фюзеляжем с очень высоким аэродинамическим качеством на крейсерском режиме, что само по себе способствует эффективности применения ТРДД с высокой и сверхвысокой степенью двухконтурности, ввиду быстрого снижения тяги последних по скорости полета. Расположение двигателей (вентиляторов) в полутопленном положении на верхней поверхности крыла вблизи его задней кромки обеспечивает отсос части пограничного слоя с поверхности крыла, что, по мнению разработчиков, должно благоприятно влиять на лётно-технические характеристики ЛА. Одновременно такая компоновка экранирует двигатели со снижением воспринимаемого шума. Аналогичный эффект предполагается получить от применения распределенной силовой установки, когда один газогенератор приводит несколько вентиляторов уменьшенного диаметра, расположенных сверху крыла вдоль его задней кромки. Привод выносных вентиляторов осуществляется механическим или электрическим путем со сверх-проводящей сетью и элект-

родвигателями. Эти и другие идеи совершенствования воздушного транспорта требуют экспериментальной отработки и подтверждения эффективности. В частности, необходимо создание технологии вентиляторов, работоспособных и эффективных при эксплуатации в существенно неравномерном потоке, интеллектуальных адаптивных САУ, эффективных систем электрофикации ЛА и силовой установки.

Перспективы развития авиации с учетом потребности обеспечения социально-экономических нужд, обороноспособности, расширения в перспективе сферы применения авиации в сторону больших скоростей полета с созданием авиационно-космических систем практически не имеют границ. Вместе с ней дальнейший путь развития предстоит пройти и авиационным двигателям с созданием новых технологий, применением принципиально новых схем, включая адаптивные двигатели изменяемого рабочего процесса (ДИП), комбинированные и основанные на новых принципах преобразования энергии силовые установки.

Литература

1. Авиадвигателестроение. Энциклопедия. Под ред. Чуйко В.М. М. "Авиамир", 1999.
2. Энциклопедия Машиностроение. Том IV-21, книга 3. Авиационные двигатели. М., Маш. А, 2010.
3. Иностранные авиационные двигатели (по материалам зарубежных публикаций). Справочники ЦИАМ.
4. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей. Под ред. Шляхтенко С.М., Сосунова В.А. М., Маш., 1979.
5. Пассажирская авиация: пути развития в XXI веке. Бабкин В.И., Цховребов М.М., Шкадов Л.М., доклад на II Канадском симпозиуме, Ванкувер, 1991.
6. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей. Под ред. Скибина В.А., Солонина В.И. ЦИАМ, М., 2010 г.
7. Обзорение по материалам иностранных публикаций. Серия "Авиадвигателестроение". ЦИАМ, №31 (август, 2012 г.).
8. Максимов И.В. Концептуальный выбор схемы и параметров ТРДД нового поколения для перспективных БСМС. Научно-технический конгресс на XI Международном салоне "Двигатели - 2010", Москва, апрель, 2010 г.
9. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Под редакцией Скибина В.А., Солонина В.И. ЦИАМ, Москва, 2004 г.



СИСТЕМА ВИЗУАЛЬНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КОНТРОЛЯ EVEREST XLG3 VIDEOPROBE

Эндоскопия, и видеоэндоскопия в частности, давно стали неотъемлемой частью нашей повседневной жизни. Оборудование для дистанционного визуального контроля применяется повсеместно: в энергетике и в строительстве, в судостроении, автомобилестроении и, конечно, в авиации. Компания GE Inspection Technologies, мировой лидер по производству оборудования для визуально-измерительного контроля, представляет революционную систему XLG3 VideoProbe.

Система XLG3 VideoProbe представляет собой третье поколение видеоэндоскопов серии XL от компании General Electric. В ее основу легли серьезные научные разработки и более чем 20-летний опыт производства эндоскопов, вот почему ее без сомнения можно назвать одной из лучших эндоскопических систем в мире.

Описание системы

Система XLG3 VideoProbe включает в себя следующие компоненты (рис. 1):

Основной блок, который представляет собой портативную рабочую станцию для обработки данных наблюдения плюс источник света и барабан для хранения зонда.

* Очень яркий, широкий, четкий VGA дисплей, который обеспечивает превосходную передачу исследуемых объектов.

* Эргономичный пульт управления, который позволяет вести работу одной рукой, благодаря джойстику, большим кнопкам управления, встроенному микрофону, противоударным резиновым накладкам и цветному LCD монитору с высоким разрешением.

* Дополнительный CD/DVD привод для воспроизведения/записи дисков, отсек CD/DVD можно также использовать для установки съемного HDD диска большой емкости.

* Большое количество портов связи, в т.ч. три порта USB 2.0 и Ethernet порт для передачи файлов, подключения к интернету и работы в сети, S-Video входы и выходы, VGA выход для подключения компьютерного монитора или внешнего дисплея, слот для карты памяти CompactFlash.

* Дополнительную батарею/источник бесперебойного питания на 1 или 2 часа работы. Их можно заряжать как внутри системы, так и отдельно при помощи внешнего зарядного устройства.

* Кейс для переноски, хранения и работы, который защищает систему XLG3 VideoProbe от повреждений во время транспортировки, и который также можно использовать как рабочую станцию.

Отличительные особенности системы

XLG3 - это не просто видеоэндоскоп, это действительно уникальная система визуально измерительного контроля, возможности которой практически безграничны. Среди новых выдающихся возможностей системы можно отметить быстросъемные зонды QuickChange, которые позволяют быстро менять диаметр и длину зонда, всестороннюю артикуляцию All-Way, опцию 3D фазовых измерений, позволяющую проводить измерения при первой необходимости, а также видеовыходы, передающие информацию в режиме реального времени, для совместной работы с другими экспертами во время проведения наблюдения.

Сменные зонды

С быстросъемными зондами QuickChange вы можете быстро изменить диаметр и длину зонда, что делает вашу систему поистине универсальной. Доступны зонды диаметром 3,9 мм, 5,0 мм, 6,1 мм, 6,2 мм, 8,4 мм, они отличаются высокой степенью прочности, в частности титановая защита камеры в 8 раз прочнее, чем в ранее выпускаемых зондах. Пример конструкции зонда приведен на рис. 3.



Рис. 1. Комплектация системы XLG3 VideoProbe:

A - VGA дисплей; B - Пульт управления; C - барабан для хранения зонда; D - дополнительный CD/DVD привод; E - порты связи (USB 2.0, Ethernet, S-Video, VGA); F - дополнительная батарея; G - слот для карты памяти; H - основной блок

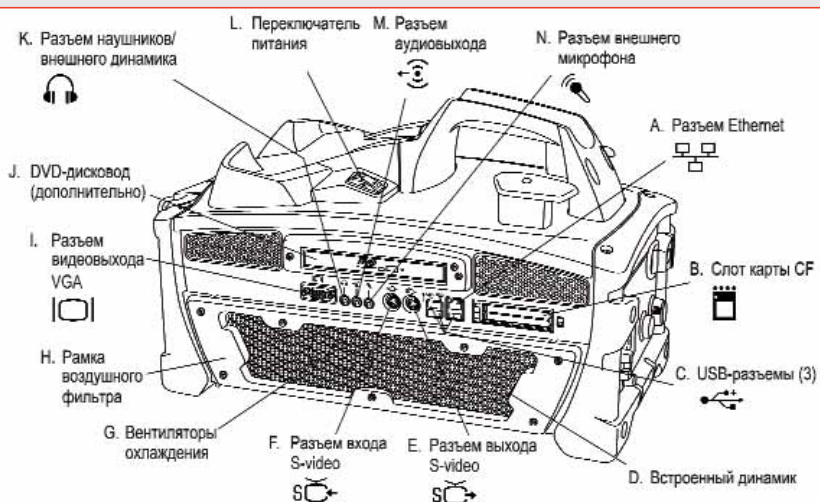


Рис. 2. Порты связи системы XLG3 VideoProbe



Рис. 3. Конструкция быстросъемных зондов QuickChange (изображение не соответствует реальному размеру зонда)

Совместная работа с экспертами, находящимися на расстоянии

С системой XLG3 вы можете проводить измерения, как на месте наблюдения, так и находясь в офисе. Благодаря возможности съемки, передачи и сохранения изображений через Интернет, система удаленного видеонаблюдения XLG3 делает возможным общение между экспертами, находящимися в разных местах.

Вы можете осуществлять обмен информацией между системой XLG3 и ПК через проводное или беспроводное сетевое подключение (рис. 4).

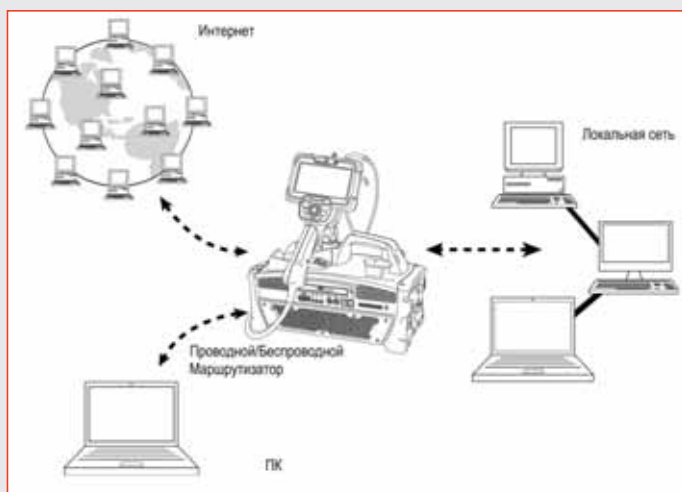


Рис. 4. Обмен информацией между системой XLG3 и ПК

Стандартизированная процедура контроля

Система XLG3 имеет специализированное программное обеспечение MDI (Menu Directed Inspection или Контроль под руководством меню). MDI - это программный продукт для стандартизации процесса контроля, призванный облегчить работу оператора во время проведения эндоскопического исследования. Программное обеспечение MDI автоматически создает интеллектуальные отчеты, что способствует экономии времени, повышению качества и эффективности контроля.

Управляемый через меню визуальный контроль - это вид технической диагностики, проводимый с помощью подсказок программного обеспечения, когда контекстная информация добавляется автоматически. Например, если вы проводите контроль авиационного двигателя, то сначала вам нужно будет выбрать из раскрывающегося меню соответствующего производителя и конкретный двигатель. Все идентификационные данные (имя оператора, место проведения контроля, дата и т.д.) заполняются до начала наблюдения, причем необходимая информация подбирается для конкретного типа двигателя или компонента. После этого к файлу с данными изображения добавляются аннотации, и он сохраняется в базе данных системы. В конце с помощью функции "Отчет одним кликом" создается документальный отчет.

Технология 3D фазовых измерений

Технология 3D фазовых измерений производит сканирование исследуемой поверхности по трем осям и измеряет все не-

обходимые параметры. Используя всего один оптический измерительный объектив, инспектор может не только осмотреть, но и измерить дефект. Больше не нужно совершать лишних действий, извлекать зонд, менять оптический объектив, а затем снова искать дефект. Другими словами, технология 3D фазовых измерений позволяет проводить измерения, тогда, когда нужно, "по первому требованию", и, таким образом, упрощает весь рабочий процесс.

Инструментальный канал

Система визуально-измерительного контроля XLG3 VideoProbe с зондом диаметром 6,2 мм имеет внутренний рабочий канал и целый ряд специализированных инструментов (рис. 5), что превращает ее в лучшую в мире систему для извлечения посторонних объектов.

Открутившиеся гайки и посторонние объекты, застрявшие внутри трубы или какой-либо другой полости промышленного объекта



Рис. 5. Доступные инструменты

контроля, могут серьезно повредить производственное, технологическое или энергетическое оборудование. Специализированные инструменты помогут справиться с этой проблемой, экономя денежные средства и снижая время простоя оборудования.

Области применения

Авиация и космонавтика

Своевременное и тщательное обследование воздушного судна необходимо, чтобы убедиться в его безопасности. Независимо от того, что вы делаете - обследуете турбину двигателя, измеряете дефекты лопаток компрессора, ищете следы износа, коррозию или трещины на корпусе самолета, - система XLG3 VideoProbe предоставит вам яркие, четкие изображения, необходимые для быстрого выявления и измерения дефектов, и принятия решения о пригодности самолета к полету. Основные пользователи XLG3 в авиации - это двигателестроительные предприятия, авиационные компании, предприятия космической отрасли.

Производство

Когда производственное оборудование простаивает в ожидании проверки, оперативное обследование крайне необходимо, чтобы как можно быстрее восстановить рабочий процесс. Система удаленного видеонаблюдения XLG3 с быстросменными зондами QuickChange позволяет существенно сократить время простоя производства. А технология 3D фазовых измерений позволяет проводить наблюдения и измерения с помощью одного оптического наконечника.

Энергетика

На предприятиях энергетической отрасли часто приходится забираться на турбину, в отопительный котел или редуктор воздушной турбины, контролировать теплообменники или парогенераторы.

ры в условиях ограниченного доступа, поэтому для проведения исследования очень важным условием является портативность оборудования. Система визуально-измерительного контроля XLG3 создана специально для того, чтобы ее можно было перенести в любое необходимое место, даже сквозь самые узкие проходы.

Коммунальное хозяйство

Канализации, водостоки, подвалы, шахты и т.д. представляют собой большие неосвещенные пространства, которые необходимо обследовать. Система удаленного видеонаблюдения XLG3 генерирует в два раза больше света, чем эндоскопы предыдущих поколений, что позволяет получать четкие и яркие изображения.

Автобизнес

Универсальность системы удаленного видеонаблюдения XLG3 делает ее незаменимым инструментом для центров технического обслуживания автомобилей. Вы можете осмотреть цилиндры автомобильного двигателя и оценить состояние клапанов и поршней при помощи гибкого зонда небольшого диаметра, а благодаря системе всесторонней артикуляции All-Way, вы можете с легкостью обследовать труднодоступные места.

Технология 3D фазовых измерений

Несмотря на целый ряд существующих технологий, измерения остаются самым сложным аспектом при использовании эндоскопов. Операторы должны пройти серьезную подготовку и иметь

большой практический опыт, для того чтобы получать достоверные результаты с хорошей повторяемостью. Серьезный прорыв в этой области (увеличение точности, повторяемости, упрощение процесса измерений) был достигнут совсем недавно с появлением технологии 3D фазовых измерений, которой оснащаются приборы XLG3 от GE. Возможности новой технологии приведены на рис. 7.

3D фазовые измерения основаны на технологии оптических измерений, известной как "фазовые сдвиги". В общих чертах данную технологию можно обрисовать следующим образом: на поверхность по очереди проецируется множество шаблонных линии, камера записывает изображение каждой из шаблонных линий на поверхности, а затем эти изображения обрабатываются с применением метода триангуляции, в результате чего получается 3D карта поверхности.

В отличие от обычных стерео, теневых измерений и измерений с использованием лазера, в которых измеряется "точка за точкой", в 3D фазовых измерениях сначала обрабатываются данные изображения, по которым создается полная 3D карта исследуемой поверхности, а затем уже производятся сами измерения. Таким образом, пользователь может просто разместить курсоры в нужном месте нормального, полноэкранного изображения, без необходимости совмещать точки, распознавать тени или пошагово выбирать точки для измерений, как этого требуют другие технологии. Области, в которых измерения не могут быть проведены из-за теней или слишком большого расстояния до объекта, наглядно выделяются красным цветом.



Авиация и космонавтика



Химическая промышленность



Автобизнес



Энергетика

Рис. 6. Области применения системы XLG3

Изображение, получаемое методом 3D фазовых измерений, также предоставляет подробную информацию о дефекте. Например, если речь идет о вмятине, оператор может измерить ее глубину, просто расположив три курсора вне зоны вмятины, чтобы задать уровневую базовую плоскость, четвертый курсор при этом необходимо расположить в зоне вмятины, в той точке, которая, на ваш взгляд, имеет наибольшую глубину. Эта опция может быть очень удобна при проведении измерений, так как их точность не зависит от того, насколько точно вы разместили курсоры вокруг вмятины, и действительно ли четвертый курсор расположен в самой глубокой точке.

Большим преимуществом технологии 3D измерений также является возможность повернуть, увеличить и рассмотреть поближе 3D карту изображения, чтобы получить более подробную информацию о форме дефекта и местоположении курсоров. Система также имеет опцию просмотра профиля дефекта. Для ее реализации пользователь располагает курсоры по обе стороны от измеряемой области, и система 3D фазовых измерений рисует линию между ними. Затем пользователь выбирает опцию "профиль дефекта", и на экране появляется изображение "в разрезе" (поперечное сечение вдоль проведенной линии), по которому вы можете определить форму вмятины, трещины или коррозии. Во время работы с опцией "профиль дефекта" пользователь может перемещать курсор и проводить точные и быстрые измерения глубины в разных точках данного поперечного сечения относительно базовой плоскости. Этот профиль можно потом представить в графическом виде вне зависимости от угла обзора.

Система 3D фазовых измерений основана на запатентованной, прецизионной, миниатюрной системе проекции света, встраиваемой в съемный оптический объектив. Одним из главных преимуществ такой технологии является то, что один и тот же зонд можно использовать как для наблюдений, так и для измерений. Все это способствует увеличению производительности по сравнению с теньевыми и стерео измерениями, которые занимают много времени, и к тому же требуют определенного опыта. Например, при проведении стерео измерений необходимо сначала найти дефект, используя объектив общего обзора с большой глубиной резкости, затем заменить его на стереообъектив, снова найти дефект, "заморозить" изображение, разместить курсоры и только после этого провести измерение. С системой 3D фазовых измерений вы просто находите дефект, "замораживаете" изображение и проводите измерение. Менять объективы не нужно.

Заключение

В последние годы оборудование для дистанционного визуального контроля претерпело существенные изменения: от простых бороскопов и эндоскопов мы перешли к сложным системам визуально-измерительного контроля. И система XLG3 от GE Inspection Technologies, бесспорно, является одной из лучших систем подобного рода во всем мире. А в ряде функций она и вовсе уникальна. В частности, в этой системе была впервые реализована технология 3D фазовых измерений.

Простая в использовании, инновационная измерительная технология 3D фазовых измерений - это последнее достижение в области технической эндоскопии. Она позволяет проводить быстрые и точные измерения, способна строить сложные изображения и способствует повышению качества контроля.

Дополнительную информацию, текстовые материалы, видеофрагменты применения системы XLG3 вы можете найти на сайте www.xlg3.ru

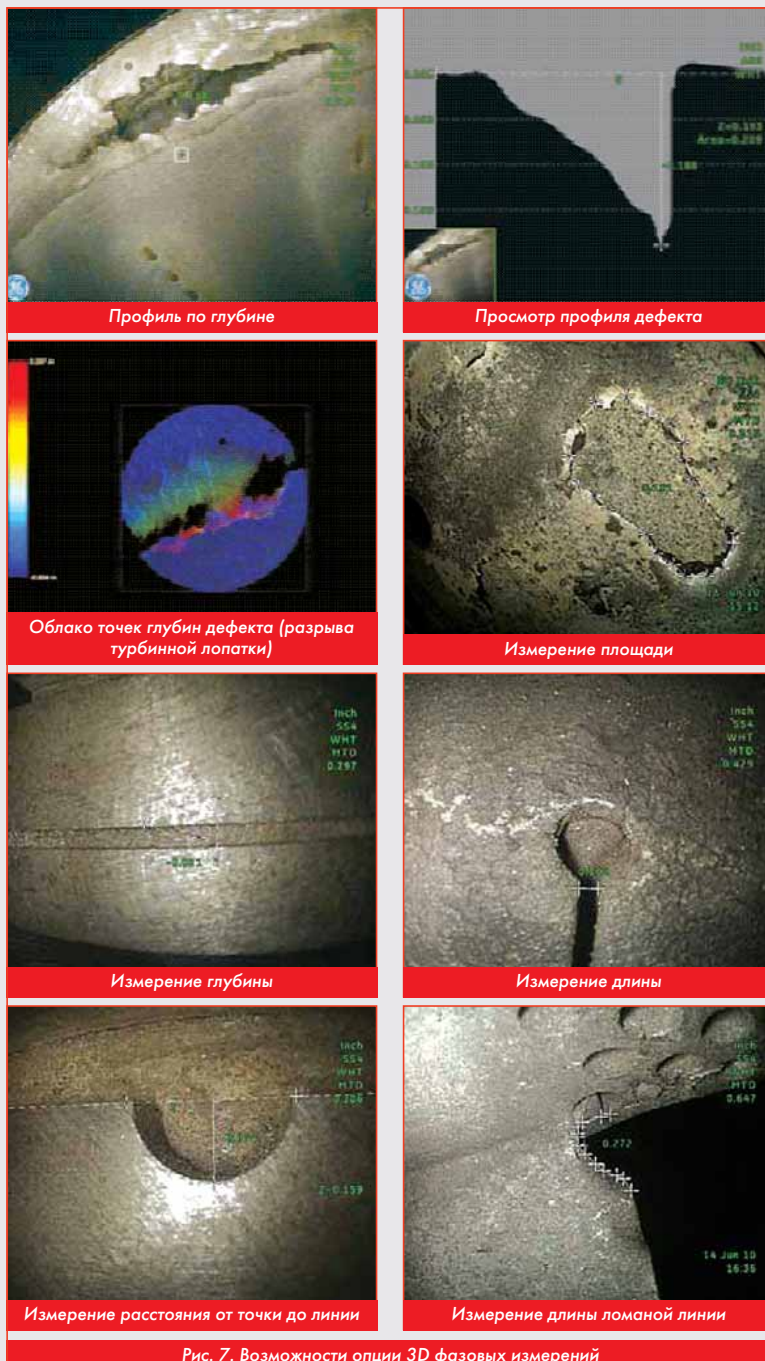


Рис. 7. Возможности опции 3D фазовых измерений

**Официальный поставщик
технических видеоэндоскопов XLGO+ в России,
дистрибьютор компании General Electric
по направлению визуально-измерительного контроля**

ООО "Мега Инжиниринг":

Москва, 129343, Проезд Серебрякова, д. 2/1

Многоканальный телефон: 8 (495) 600-36-42

Факс: 8 (495) 600-36-43

Бесплатный телефон по России: 8 (800) 555-31-42

Срочные вопросы: 8 (985) 970-97-19.

Интернет: www.mega-ndt.ru, www.xlg3.ru

E-mail: info@mega-ndt.ru

В ПОЛКУ ПЕРМСКИХ ЭЛЕКТРОСТАНЦИЙ П Р И Б Ы Л О

На Повховском и Покачевском месторождениях нефти и газа ООО "ЛУКОЙЛ-Западная Сибирь" запущены в эксплуатацию газотурбинные электростанции суммарной мощностью 96 МВт. В основе каждой из них газотурбинные установки ГТУ-12ПГ-2, разработанные пермским КБ. Всего же нефтяники Западной Сибири при участии специалистов "Авиадвигателя" внедрили уже семь объектов для собственной энергогенерации.

Об особенностях вновь построенных электростанций и о промежуточных итогах реализации программы предоставления "пожизненного" сервиса мы побеседовали с руководителем группы подготовки нефти и газа ТПП "Покачевнефтегаз" Александром Руденко, начальником Повховской ГТЭС-48 ЗСРУ "Сервисный Центр "Когалымэнергонефть" Геннадием Журбой и начальником Покачевской ГТЭС-48 Денисом Базуевым.

Газотурбинные электростанции ГТЭС-48 Покачевского и Повховского месторождений - это объекты собственной энергогенерации ООО "ЛУКОЙЛ-Западная Сибирь", созданные на базе ГТУ-12ПГ-2. Особо отметим, что новые станции - это первые проекты "Авиадвигателя" и "ЛУКОЙЛ-Западная Сибирь", которые реализованы в когенерационном цикле, то есть предназначены для выработки не только электрической, но и тепловой энергии.

ПОВХОВСКАЯ ГТЭС-48

Начальник электростанции - Геннадий Николаевич Журба. За его плечами - работа на Ватьеганской ГТЭС-72 и Тевлинско-Русской ГТЭС-48. Он не понаслышке знает особенности работы пермского оборудования и может объективно судить о его развитии и совершенствовании.

Главным отличием Повховской ГТЭС-48 Г. Журба считает наличие котлов-утилизаторов. Станция оснащена четырьмя утилизационными теплообменниками УТ-73 производства ЗАО "Ухтинский экспериментально-механический завод". Эксплуатация ГТЭС-48 с утилизаторами тепла позволит значительно повысить коэффициент использования топлива. Станция будет вырабатывать собственную электроэнергию и тепло, которое обогреет всех потребителей месторождения. "Сейчас в поселке Повх есть собственная котельная, но с вводом в промышленную эксплуатацию ГТЭС, ее зарезервируют или закроют совсем. Комфортное проживание и работа вахтовиков и всего месторождения будет зависеть от бесперебойной работы нашей электростанции", - пояснил Г. Журба.

Мы попросили Геннадия Николаевича сравнить оборудование Тевлинско-Русской и Повховской ГТЭС. "Двигатели ПС-90ПГ-1 те же, что и были ранее. Энергоблок тот же самый, ЭГЭС-12С на базе газотурбинной установки ГТУ-12ПГ-2. Редуктор, генератор - те же. Изменилась система выхлопа. Если на предыдущих станциях она была направлена вертикально вверх с переходом через крышу, то здесь выхлопная система направлена в сторону, на отдельно стоящий модуль, который обеспечивает производство тепловой энергии. Это и есть теплообменник, котел-утилизатор. Из-за когенерацион-

ного цикла на Повховской ГТЭС сконструирован более мощный центральный тепловой узел. На Тевлинско-Русской станции он обеспечивал только собственные нужды, а здесь практически вся передача производимой тепловой энергии будет производиться на центральном тепловом узле ГТЭС".

Кроме перечисленных новшеств Г. Журба отметил и конструктивные изменения, значительно улучшившие условия работы станции.

Во-первых, блок газового обеспечения в контейнерном исполнении. Если на Тевлинско-Русской и Ватьеганской станциях блок представлял собой просто укрытие от снега и дождя, то на Повховской станции это функциональное помещение со своей системой пожаротушения и обогрева. Это повышает надежность станции, поскольку при низких температурах не перемерзают газовые трубы, и тем самым решаются все связанные с этим проблемы.

Во-вторых, специалисты "Авиадвигателя" полностью изменили компоновку блока маслообеспечения. Если ранее насос и двигатель были представлены отдельными блоками, то теперь используется встроенная конструкция: весь узел насоса вмонтирован в крышку маслобака. Такая компоновка в несколько раз повышает надежность этого узла, предотвращая протечки масла.

По словам Геннадия Журбы, на Повховской ГТЭС-48 решена и проблема подготовки топливного газа. "На этой станции газ полностью соответствует требованиям, которые диктует оборудование "Авиадвигателя". Мы получаем его с отдельно стоящей на месторождении дожимной компрессорной станции, где проводится его соответствующая подготовка. Получается, что и на входе в установку подготовки топливного газа (УПП) ГТЭС, и при передаче его на энергоблоки газ дополнительно обрабатывают. Из него удаляют конденсат, который накапливается при перемещении газа по трубе большой протяженности. Результаты запусков первого, второго энергоблоков, отборы проб топлива показали, что качество газа максимально приближено к требованиям ТУ. А это гарантирует бесперебойную работу электростанции".

На вопрос, какие еще изменения и усовершенствования обо-



Повховская ГТЭС-48 на базе пермских газовых турбин. ООО "ЛУКОЙЛ-Западная Сибирь"



Машинный зал. Повховская ГТЭС-48



Покачевская ГТЭС-48 на базе пермских газовых турбин. ООО "ЛУКОЙЛ-Западная Сибирь"

рудования необходимы на этой станции, Геннадий Журба ответил: "Станция только вступила в строй, еще нет наработки моточасов, какие-то выводы можно будет делать через полгода, не раньше. Но я хочу отметить, что пусконаладка этой ГТЭС прошла гораздо мягче и легче, по сравнению с Тевлинско-Руссинской. И те недостатки, которые были на Тевлине, на новую станцию не перешли. "Авиадвигатель" вовремя устранил указанные нами замечания".

ПОКАЧЕВСКАЯ ГТЭС-48

Для начальника станции Дениса Базуева это третий объект, оснащенный пермским оборудованием. Он охарактеризовал станцию: "Газотурбинная электростанция ГТЭС-48 Покачевского месторождения состоит из двух машинных залов, в которых размещено по два энергоблока ЭГЭС-12С мощностью 12 МВт. Полная установленная мощность электростанции в 48 МВт пока не достигнута, поскольку объект находится в стадии ввода в промышленную эксплуатацию. Работа электростанции планируется параллельно с внешней сетью, что должно обеспечить надежность подачи электроэнергии".

Сеть существует уже сейчас, но Покачевская ГТЭС будет работать в автономном режиме, как независимый энергоисточник.

От бесперебойной работы станции напрямую зависит работа нефтяных скважин, кустов нефтедобычи, работа подстанции. В настоящее время к электростанции уже подключено около 40 кустов, блочно-кустовая насосная станция БКНС-7, которая закачивает тонны подтоварной воды в нефтеносные пласты всего Покачевского месторождения. Частично электроэнергия тратится уже и на транспортировку попутного нефтяного газа. С каждым днем количество подключенных к электростанции объектов растет.

Покачевское месторождение - одно из крупнейших в Западной Сибири, и на нем до недавнего времени был дефицит энергомощностей. Поэтому для строительства новой ГТЭС площадку определили здесь.

Покачевская ГТЭС-48, как и Повховская ГТЭС, работает в когенерационном цикле. Она оснащена тремя котлами-утилизаторами, которые позволяют вырабатывать тепловую энергию. Попутный нефтяной газ, который ранее просто сжигался, теперь утилизируется с двойной пользой. На Покачевском месторождении работают несколько собственных котельных, которые закроются, как только станция начнет работать на полную мощность. Останется только одна в резерве.

По словам руководителя группы подготовки нефти и газа ТПП "Покачевнефтегаз" Александра Руденко, именно для Покачевской ГТЭС-48 совместно с ООО "Когалым НИПИнефть" разработаны способы повышения качества топливного газа: установлены дополнительные фильтры, которые обеспечивают более тонкую очистку газа, созданы линии его циркуляции, установлен более мощный аппарат выхолаживания газа.

"Мы должны удовлетворить все требования, которые предъявил "Авиадвигатель" к качеству топлива, поступающего в турбину для дальнейшей выработки электроэнергии", - отметил А. Руденко. "Вообще, специалисты "Авиадвигателя" постоянно учатся, накапливают опыт и совершенствуют оборудование", - считает Руденко. - "Начи-

ная с Ватьеганской ГТЭС-72, которая была первой, можно сказать, экспериментальной, каждая станция становится все лучше. Нововведений много. Усовершенствование сложнейшей газотурбинной техники - совместный процесс. Специалисты пермского конструкторского бюро знают, чем больше недостатков будет устранено, тем совершенней будет их оборудование".



Старт работе Повховской ГТЭС-48 дали губернатор ХМАО-Югры Наталья Комарова и президент ОАО "ЛУКОЙЛ" Вагит Алекперов

ПРЯМАЯ РЕЧЬ

Леонид ПАВЛОВ, главный энергетик ООО "ЛУКОЙЛ-Западная Сибирь"

"Подводя промежуточные итоги, можно сказать, что сотрудничество нашей компании с "Авиадвигателем" - взаимовыгодный, хороший проект, и он состоялся, принес нам всем положительный опыт. Расширение отношений возможно, особенно в части оказания услуг сопровождения, выполнения ТО оборудования и т.д.

Сегодня "ЛУКОЙЛ-Западная Сибирь" владеет пятью электростанциями на базе ЭГЭС-12С суммарной мощностью 264 МВт. Это достаточно большая установленная мощность и большой объем работы, которую мы поручаем выполнять "Авиадвигателю". Мы лишь оперативно управляем режимами и обеспечиваем плановую выработку электроэнергии. Все остальное делает "Авиадвигатель": плановое и предупредительное техническое обслуживание в полном объеме, формирование аварийной "аптечки", приобретение, ремонт и замену вышедшего из строя дорогостоящего оборудования, обеспечение резерва".

Азамат ВАЛЕЕВ, генеральный директор ТПП "Повхнефтегаз"

"Электростанция, разработанная "Авиадвигателем", поможет нам решить ряд актуальных вопросов: повысить надежность электроснабжения месторождения и получить свободные электрические мощности, снизить затраты на электро- и теплоэнергию, увеличить объем утилизации попутного нефтяного газа, создать новые рабочие места. Ну а "пожизненный" сервис от разработчика и плата за машино-час - очень выгодные условия, на которых пермское КБ работает с "ЛУКОЙЛом".



ФОРМУЛА ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ: 24 ЧАСА И 7 ДНЕЙ В НЕДЕЛЮ

Пятиосевые высокопроизводительные обрабатывающие центры с ЧПУ вместе с загрузкой и разгрузкой деталей в магазин с помощью робота-манипулятора в гибких производственных системах

"Мы являемся Вашим субпоставщиком точных токарных и фрезерных деталей, занимаемся монтажом модулей и сваркой!" С этим очень самоуверенным заявлением выступила компания Mawates AG, основанная в 1946 г. и предложившая на весьма требовательном швейцарском рынке различные технологические услуги, и в первую очередь резку. С момента основания фирмы, когда она назвалась еще Max Wullimann AG (с 2007 г. - Mawates AG), компания сосредоточила свою деятельность исключительно на поставках комплектующих изделий для точного приборостроения и высокоточного оборудования и всегда была вовлечена в острую конкуренцию с поставщиками аналогичных услуг. Для победы в конкурентной борьбе с отечественными и иностранными поставщиками собственная продукция должна обладать значимым преимуществом. И если кто-то делает более 90 % своего бизнеса на весьма требовательном швейцарском рынке, то это, вероятно, означает, что он умеет делать "немного больше...", чем просто уметь делать токарные и фрезерные детали. Доминик Леманн, генеральный директор компании Mawates AG, заявляет: "Наше основное внимание уделяется более сложным деталям, которые мы можем производить из самых лучших материалов, обрабатываемых резанием. Неважно, будет это сталь, алюминий или специальные материалы, такие как титан, титановые, магниевые и молибденовые сплавы, а также углепластик и карбон. Мы заботимся о приобретении, как материалов, так и применении соответствующих процессов, владеем ноу-хау, станочным парком и квалифицированным персоналом. Мы сильны в небольших и средних сериях (от 50 до 500 деталей, рамочные заказы до 10 000 штук) и снабжаем наших клиентов в соответствии с их пожеланиями и точно в срок".

Это легко можно объяснить тем, что компания Mawates использует самые современные технологии и уже более 10 лет назад освоила комплексную 5-осевую обработку. А профессионалы в технологии обработки оцениваются очень высоко...

Признавая тенденцию, что за 5-осевой технологией будущее, потому что детали в будущем будут все меньше и все сложнее, ответственные лица компании Mawates под руководством директо-

ра производства, Роланда Штауфенегера, начали работы по сравнительной оценке оборудования. В течение года были исследованы концепции станков и их производительность для высокоточной 5-осевой обработки.

В итоге был выявлен явный фаворит - серия С компании Maschinenfabrik Berthold Hermle AG D-78559 Госхайм. Поэтому Роланд Штауфенегер сказал: "Общая концепция высокопроизводительного 5-осевого обрабатывающего центра с ЧПУ С 30 U, убедила нас полностью во всех отношениях: конструкция с тремя осями в инструменте, две оси в детали, встроенная конструкция наклонно-поворотного стола с ЧПУ, колоссальная стабильность и жесткость, отличный доступ в рабочую зону станка как спереди, так и сверху, производительность шпинделя, система управления и, не в последнюю очередь, хорошее сервисное обслуживание. Благодаря станку С 30U мы с самого начала поставили 5-осевую обработку на прочную основу". Однако, Mawates был бы не Mawates, если бы он не стремился к большим достижениям, чем другие. После того, как был установлен первый станок С 30 U и успешно введен в эксплуатацию в 2005 году, вскоре возник вопрос: почему станок не используется ночью. В тесном сотрудничестве с компанией Hermle, а также с компанией по разработке внешних роботизированных систем, станок был дооснащен инструментальным магазином на 119 мест, определен интерфейс и автоматизирован процесс загрузки и разгрузки детали. "И в данном случае Hermle доказала свою компетентность, всегда была готова прийти на помощь в процессе всего обновления и интеграции" - сказал Роланд Штауфенегер в первом резюме. На основании хорошей производительности и благодаря инновационной 5-осевой обработке компания Mawates смогла получить новых клиентов и новые заказы. Все больше ответственных деталей обрабатывалось на С 30 U, и поэтому было решено закупить следующий высокопроизводительный 5-осевой обрабатывающий центр с ЧПУ Hermle С 30 U. После того, как этот станок в конце 2007 года был установлен, осенью 2008 года был приобретен еще один С 30 U.



Рис. 1. Общий вид производственных систем Hermle в компании Mawates AG, состоящей из С 30 U (справа) и роботизированной системы R52 для хранения и управления паллетами/детальями



Рис. 2. Роботизированная система R52 со стеллажами для хранения паллет с различными по высоте зажимами заготовок; слева внизу можно увидеть отверстие на обратной стороне места смены заготовки



Рис. 3. Место смены заготовки на RS2 для параллельной основному времени погрузки/выгрузки паллет; собственные паллеты фирмы Mawates для многократного зажима грубо нарезанных заготовок

Автоматизация и модернизация "из одних рук"

И если второй поставленный станок со стандартным инструментальным магазином на 32 позиции предусматривался как универсально используемый "станок-подменщик" для запасных частей, прототипов и малых серий (что для запланированного применения было достаточно), то Роланд Шауфенегер и его коллеги решают оснастить третий обрабатывающий центр C 30 U расширенным инструментальным магазином на 189 мест. Кроме того, тогда же были заказаны все необходимые опции и согласованы все интерфейсы, чтобы можно было в дальнейшем в любое время дооснастить этот станок роботизированной системой.

И спустя 18 месяцев после ввода в эксплуатацию последнего обрабатывающего центра C 30 U этот момент настал. В связи с тем, что компания Mawates хотела использовать хороший опыт совместной работы с компанией Hermle, то и в решении вопросов по автоматизации в расширенном объеме она остановила свой выбор именно на Hermle, которая с роботизированной системой RS2 для манипуляции и хранения деталей имеет комплексное программное решение и внедрение осуществляется "из одних рук". Поэтому был заказан RS2, состоящий из промышленного робота с нагрузкой до 270 кг, универсальной системы грейферов, магазина паллет со стеллажами для тяжеловесных грузов, места для загрузки и выгрузки паллет в основное время, защитного кожуха рабочей зоны с входными дверями и, наконец, управляющего компьютера, осуществляющего коммуникацию между обрабатывающим центром C 30 U и роботизированной системой, а также из комплекса организации и контроля всей производственной системы. Основываясь на базовой зажимной системе паллет, компания Mawates использовала свою собственную конструкцию паллет, которые специально приспособлены к потребностям обработки и позиционирования "шершавых" или "обработанных лазером" заготовок.



Рис. 4. Слева направо - Доминик Леманн, управляющий директор, Даниэль Габерель - техник ЧПУ, Роланд Роланд Шауфенегер - начальник производства (все из компании Mawates AG), перед системой управления HEIDENHAIN iTNC530 5-осевого высокопроизводительного обрабатывающего центра C 30 U с роботизированной системой RS2 от компании Hermle AG

Лучшие предпосылки для формулы 24 часа x 7 дней в неделю!

Управляющий директор Доминик Леманн объяснил, почему был выбран такой путь: "Мы обрабатываем и имеем в системе до 95 % грубо нарезанных или не обработанных от заусенец заготовок. Благодаря нашей универсальной паллете, мы имеем возможность зажима с помощью сравнительно простых приспособлений мелких деталей 4,5 x 23 x 19 мм и вплоть до больших деталей с максимальными размерами 55 x 450 x 160 мм (толщина, ширина и высота). Только с двумя различными зажимными приспособлениями, а также только двумя грейферами можно фиксировать и обрабатывать 90 % заготовок. Зажимы, а также грейферы хранятся на стеллаже и меняются роботом. Поэтому мы владеем очень высокой степенью автоматизации и стандартизации, экономия времени на оснастку и на непродуктивные простои станка, и таким образом повышая эффективность производства". В зависимости от пополнения склада заготовками, теоретически и практически можно работать 24 часа в сутки, 7 дней в неделю. Это обусловлено высокой надежностью, высокой производительностью, высокой точностью обработки и, наконец, очень высокой технической готовностью и безупречным сервисным обслуживанием. Всё это компанией Mawates, предоставляющей свои услуги и зависящей от работоспособности станков, понимается как само собой разумеющееся, и именно поэтому ключевые позиции в компании Mawates заняты станками Hermle, благодаря которым компания Mawates уже очень близка к формуле 24 часа x 7 дней.

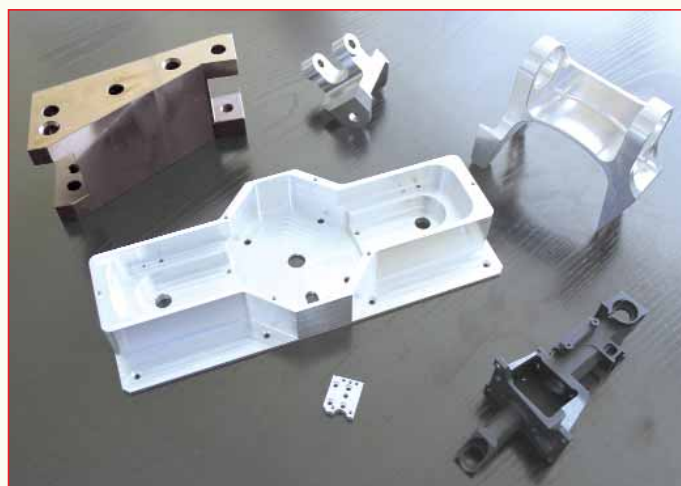


Рис. 5. Часть из 375 "живых" деталей, изготовленных на фирме Mawates AG из обрабатываемых резанием материалов: металл, пластмасса и композит

ПАМЯТИ

ВАЛЕНТИНА АЛЕКСЕЕВИЧА ШЕРСТЯННИКОВА

Редакция журнала "Двигатель" с прискорбием сообщает, что 15 марта 2013 года ушёл из жизни Валентин Алексеевич Шерстянников, доктор технических наук, профессор, лауреат премии им. Н.Е. Жуковского, действительный член Германской академии им. А. Гумбольдта, ветеран космонавтики России, редактор журнала "Двигатель" и воистину легендарная в истории отечественного ракетного моторостроения личность.

Валентин Алексеевич Шерстянников родился 7 мая 1924 года в деревне Ексинское Верховажского района. 1949 год - начало инженерной и научной деятельности юбиляра: он окончил Московский авиационный институт и приступил к работе в Центральном институте авиационного моторостроения.

За годы работы в ЦИАМ В.А. Шерстянников стал ведущим ученым и организатором научных исследований в области авиационных и ракетных двигателей, доктором технических наук, профессором, лауреатом премии имени Н.Е. Жуковского, действительным членом Германской академии им. А. Гумбольдта (1997 г.). Валентин Алексеевич внес немалый вклад в создание высокоэффективных двигателей для ракет космического и оборонного назначения, разработанных опытно-конструкторскими бюро С.П. Королева, В.Н. Челомея и П.Д. Грушина.

В 1960 - 1970 годах он возглавлял Государственные межведомственные комиссии по наземной отработке и приемке в эксплуатацию двигателей и двигательных установок для важнейших объектов и программ космического и оборонного назначения. В их число входили системы С-200 и С-300 и система А-35. Он возглавлял Государственные комиссии по нескольким международным космическим программам, в том числе "Союз - Аполлон", "Союз - Салют-6", "Радуга" и "Экран".

Требовательность и строгое, местами даже жёсткое отношение к исполнению взятых на себя обязательств - равное и к коллегам и к самому себе - вызывало уважение окружающих и коллег. Но при этом ещё и внимательное, человеческое отношение к сотрудникам - такое редко komponуется. Талант, уникальная память и энциклопедические знания - именно эти качества позволили Валентину Алексеевичу быть всегда на гребне научно-технического прогресса.

В 1980-е годы являлся заместителем начальника Главного управления по науке Министерства авиационной промышленности, членом бюро Комитета СЭВ по сотрудничеству с зарубежными странами, членом научно-технической комиссии по реализации космической программы "Энергия-Буран".

Валентин Алексеевич - автор более 100 научных трудов и трёх монографий. Его цикл работ по динамике жидкостных реактивных двигателей и созданию методов гидродинамического моделирования натурной обработки их рабочего процесса на ре-



жимах запуска, отмечен премией им. Н.Е. Жуковского.

Валентин Алексеевич - ветеран Великой Отечественной войны, ветеран космонавтики России, почетный авиастроитель. За свою деятельность награжден орденом "Знак Почета", медалью "За доблестный труд во время Великой Отечественной войны".

По окончании активной деятельности в авиакосмической отрасли, Валентин Алексеевич всецело переключился на просветительскую деятельность. Им для нашего журнала и других изданий написано большое количество статей, разъясняющих смысл и суть ранее никому не ведомой, засекреченной в те годы работы ракетных ОКБ, несколько книг на эту тему. Он активно сотрудничал с землячеством своей родной Вологодской области. По его инициативе и при самом активном участии сотрудниками журнала "Двигатель" была создана выставка плакатов по авиации и космонавтике, которую развернули в нескольких школах и колледжах Вологодчины и Москвы. На всех проводившихся конференциях к памятным датам по космонавтике Валентин Алексеевич был непременным слушателем и докладчиком. Его выступления неизменно привлекали большое количество слушателей. И всё это - несмотря на неважное состояние здоровья, а особенно - тяжёлое положение со зрением.

До последних дней Валентин Алексеевич продолжал свою работу, направленную на пользу отечественной космонавтики, на благо родной страны. Он оставил яркий след во всех областях, с которыми ему пришлось соприкоснуться и добрую долгую память у всех, с кем его свела судьба.



★
ВСЕГДА НА ВЫСОТЕ

MAKS 2013

**МОСКВА
ЖУКОВСКИЙ
27.08 – 01.09**

**МЕЖДУНАРОДНЫЙ
АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИЙ
САЛОН**



Международный авиационно-космический салон МАКС заслуженно занял ведущее место в ряду крупнейших мировых авиа-форумов. Главная цель проведения МАКС – демонстрация российских высоких технологий и открытости внутреннего рынка России для совместных проектов с зарубежными партнерами.

WWW.AVIASALON.COM

КАТАЛИТИЧЕСКИЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ МЕТАНА ДЛЯ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Владилен Абрамович Махлин, ГНЦ РФ НИФХИ им. Л.Я. Карпова
Александр Григорьевич Лиознов, АНО "ИЦЭМ"

Введение

Каталитическое сжигание является привлекательной технологией для применения в газотурбинных установках, где требуется низкий уровень содержания вредных веществ в газовых выбросах.

Образование окислов азота в камерах сгорания происходит, главным образом, в зоне пламени, где локализуется высокая температура. Технологии, используемые для подавления образования окислов азота в промышленных газовых турбинах, заключаются либо в инъекции разбавителя в зону горения, либо горения предварительно приготовленной тощей топливно-воздушной смеси. Фирма "Дженерал Электрик" (GE) имеет промышленные установки, оснащенные системами "сухого снижения окислов азота" (DLN), основанные на технологии тощего горения предварительно приготовленной смеси. Эти системы снижают содержание окислов азота на действующих промышленных станциях до уровня 15...20 ppm. Самые последние проекты (DLN), рассчитаны на 9 ppm. Однако на уровне этих значений (меньших 10 ppm) такие системы не могут обеспечить стабильного горения. Недостатком таких систем является также зависимость полноты сгорания топлива и CO от нагрузки турбины. При снижении нагрузки содержание указанных примесей в газовых выбросах резко возрастает. Это делает сомнительным дальнейшее развитие указанного направления.

Для поддержания более низкого уровня окислов азота многие газотурбинные установки оборудуют системой каталитической очистки газовых выбросов - селективного каталитического восстановления окислов азота (SCR). Однако это сопряжено с дополнительными капвложениями и непроизводительными затратами на эксплуатацию. Каталитическое сжигание дает возможность получать температуры, требуемые для газовых турбин, при устойчивом горении тощих топливно-воздушных смесей в отсутствии пламени, обеспечивая ультра низкий уровень окислов азота и полноту сжигания топлива и CO.

Хотя преимущества каталитического сжигания известны более 20 лет [1], промышленная реализация этого способа до последнего времени наталкивалась на большие трудности, обусловленные жесткими требованиями к катализатору. Заданная температура газа на выходе из камеры сгорания находится в пределах 1450...1775 K в зависимости от конструкции турбины. Такие температуры значительно выше уровня термостабильности большинства известных каталитических материалов. Керамические материалы, которые выдерживают температуры камеры сгорания, оказываются неприемлемыми, т.к. не выдерживают термических ударов, возникающих при пуске и нарушениях в работе газовых турбин.

О значении проблемы и трудностях ее решения свидетельствует количество научных публикаций, которое за последние годы исчисляется несколькими тысячами. Здесь мы остановимся на рассмотрении только нескольких наиболее интересных работ, посвященных инжинирингу каталитического процесса, протекающего в камерах сгорания метана.

Новые концепции и технологии применения каталитического сжигания в камерах сгорания газовых турбин

Основной проблемой, сдерживающей реализацию каталитического сжигания в газовых турбинах, является отсутствие подходящих катализаторов, способных работать в камерах сгорания. В последнее десятилетие ведущие энергетические компании США, Великобритании, Японии и Западной Европы добились существенных успехов на этом пути, благодаря разработке новой концепции

инжиниринга процесса с использованием т.н. "гибридных камер сгорания". Сущность концепции состоит в том, что катализатор используется только в начальной стадии сжигания, где происходит неполное сгорание топлива и развивается относительно невысокая температура. Это создает более мягкие условия работы катализатора, приемлемые для более широкого круга промышленных катализаторов, и обеспечивает условия по температуре и составу газа, достаточные для завершения процесса в зоне гомогенного горения. Такая технология генерирует энергию, необходимую для вращения турбин, предохраняет катализатор от чрезмерных температур и сводит к минимуму образование вредных веществ. Эффективность такой концепции была подтверждена результатами пилотных испытаний, выполненных в разных исследовательских центрах при поддержке ряда крупных промышленных компаний.

Так в работе [2] приводятся результаты пилотных испытаний "гибридных камер сгорания" с использованием катализаторов на основе палладия и платины, изготовленных фирмой "Дегусса" (Германия). Работа выполнялась в Нидерландах в рамках проекта Brite-Euram project 5846 "Концепция каталитической системы сжигания для подавления вредных выбросов в промышленных газовых турбинах, риформингах и радиантных нагревателях" при поддержке фирмы Rolls-Royce Industrial & Marine Gas Turbines.

Образцы катализатора блочно-сотовой структуры на основе палладия различались размером каналов (1,23...2,14 мм) и количеством каналов на единицу фронтального сечения (100...400 cpsi), что соответствует 56...74 % открытой фронтальной поверхности.

Испытания проводились на специально построенном стенде. Установка состояла из двух реакторных секций: каталитического и гомогенного сжигания. Для подогрева воздуха использовался электроподогреватель. Схема установки приведена на рис. 1.

Реакторные секции были оснащены зональными термопарами, пробоотборниками и анализаторами газов, схема расположения которых приведена на рис. 2. На этой установке была изучена скорость каталитического и гомогенного сжигания тощих метано-воздушных смесей (2,2...2,7 % об.) при повышенном давлении (до 25 бар). В результате исследований было установлено, что наблюдаемая скорость каталитической реакции описывается кинетическим уравнением первого порядка относительно концентрации метана и имеет 0,4 порядок по давлению. Температурная зависимость подчиняется уравнению Аррениуса. Для всех испытанных катализаторов были определены кинетические параметры.

Была также установлена зависимость скорости тепло- и массообмена от гидродинамических условий, реализующихся в каталитическом реакторе при скоростях газа на входе в реактор от 11 до 30 м/с, давлении 10...20 бар и температуре 420...520 °C. Температура зажигания для всех катализаторов была равной 320 °C для свежих и 400 °C - после некоторого времени эксплуатации.

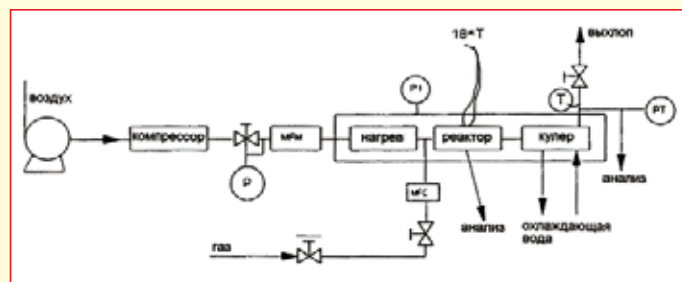


Рис. 1. Стенд для тестовых испытаний катализаторов фирмы Degussa [2]

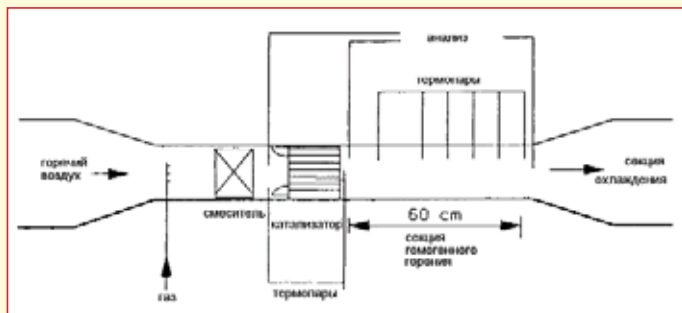


Рис. 2. Схема расположения точек контроля температуры и состава газа [2]

Изучен также процесс гомогенного горения. Получена зависимость температуры на выходе из секции гомогенного горения и концентрации не прореагировавшего метана и оксида углерода от температуры на выходе из секции каталитического горения при разных скоростях газа, состава и давления смеси. Установлено, что реакция гомогенного горения в зависимости от концентрации метана, давления и скорости потока начинается при температуре на выходе из катализатора равной 650°C , а при 800°C гомогенное горение идет при любых значениях указанных выше параметров. При температурах ниже 1050°C в продуктах горения обнаруживается СО в измеряемых количествах, а при более высоких температурах содержание СО, метана и оксидов азота не превышало 5 ppm.

Резюмируя результаты работы в части подбора катализаторов, авторы отмечают, что палладиевые катализаторы нельзя считать вполне подходящими для каталитической камеры сгорания. Причина состоит в том, что температура, которую необходимо обеспечивать на входе газа в секцию гомогенного горения для поддержания в ней устойчивого процесса горения и обеспечения полного сгорания метана и СО, находится на пределе термической стабильности палладиевого катализатора (около 800°C). Более низкая температура на входе в секцию гомогенного горения возможна и допустима только при увеличении времени пребывания газа в этой секции. Поэтому палладиевый катализатор может быть использован только в тех турбинах, которые имеют достаточный объем секции гомогенного горения. Для газовых турбин, имеющие камеры сгорания с очень малым временем пребывания, как например, в газотурбинных установках авиалайнеров, авторы предлагают использовать двухступенчатый каталитический реактор, в котором на первой ступени работает палладиевый, а на второй платиновый катализатор.

Концепция частичного сжигания была проверена не только на пилотных, но и на промышленных установках. Так в работе [3] приводятся результаты пилотных и промышленных испытаний аналогичной системы. Работа выполнена специалистами американских компаний (General Electric Company и Catalytica Combustion Systems, Inc.) и одной из крупнейших японской компании (Tokyo Electric Power Company).

Сообщается, что совместные работы в этом направлении были начаты американскими компаниями в 1990 г. Работа распределялась следующим образом. Разработка катализатора, изучение его свойств и выбор оптимального режима работы каталитической системы осуществлялись в лабораториях Catalytica Combustion Systems, Inc. на пилотном стенде малого масштаба (диаметр реактора 51 мм). Изготовление каталитического устройства большого масштаба (диаметр реактора 500 мм) для испытаний на действующей промышленной установке осуществляли в инженерно-энергетической лаборатории General Electric Company. Результаты испытаний использовались для очередной итерации по усовершенствованию дизайна катализатора и модификации оборудования промышленной установки.

Принципиальная схема пилотного стенда приведена на рис. 3. Его конструкция, условия и результаты работы описаны в [4].

Катализатор и горячая газовая часть имели диаметр 51 мм. Установка могла работать при давлении 1...20 атм. При использовании электронного нагревателя воздуха температура на входе в катализатор поддерживали до 550°C . При использовании предварительно-

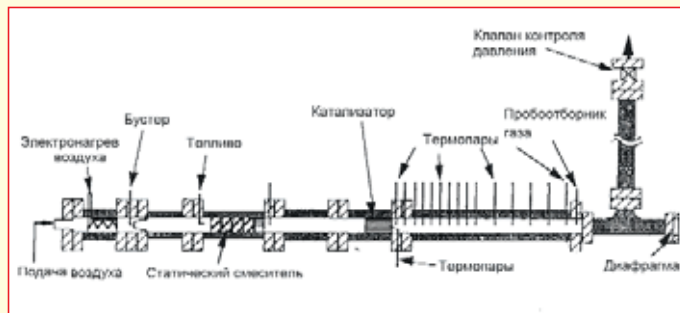


Рис. 3. Стенд для испытаний малоразмерных образцов катализатора [4]

го сжигания газа - до 800°C . Термопары и пробоотборники газа, показанные на рис. 3, позволяли отслеживать условия на катализаторе, развитие гомогенного горения выходящего потока и общие выделения вредных газов (эмиссию) системы. Обычно, входное соотношение топливо/воздух фиксировали для каждого эксперимента и варьировали температуру на входе, чтобы определить область, в которой эмиссия удовлетворительна и температура находится в желаемой области. Такие сканы $T_{\text{выхода}}$ проводились для серий соотношений топливо/воздух, чтобы установить границы рабочего окна катализатора и оценить поведение катализатора в проектных и близких к ним точках цикла турбины для сравнения с наблюдениями в промышленных испытаниях.

Промышленный испытательный стенд на фирме General Electric Company является типичным по размерам и условиям работы для камеры сжигания газовых турбин класса GE Model 9001 E. Система была конфигурирована для каталитического сжигания путем инсталляции камеры предварительного сжигания и специально спроектированного топливного инжектора, состоящего из пучка сопел Вентури, расположенных перед каталитическим реактором.

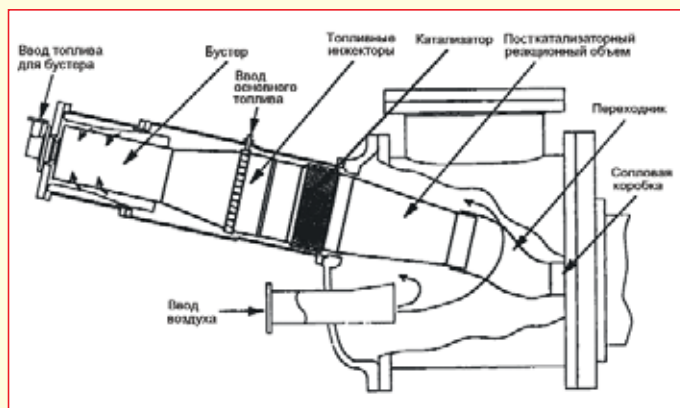


Рис. 4. Эскиз стенда для испытаний образца катализатора промышленного масштаба [4]

На рис. 4 показаны основные элементы испытательного стенда, на котором проводились испытания катализатора промышленного масштаба. Катализатор имел диаметр 508 мм, что в 10 раз превышает размер диаметра пилотного реактора.

Камера сгорания была оснащена приборами контроля для измерения профиля температур и состава газа в разных точках испытаний и устройствами безопасности работы. Катализатор также оснащен термопарами и пробоотборниками газа (рис. 5) для того, чтобы измерять однородность входных условий в процессе испытаний.

Поток воздуха, поток топлива к подогревателю и главному топливному ин-

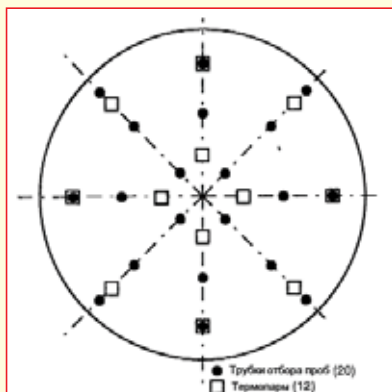


Рис. 5. Расположение точек контроля на торцевой поверхности блока катализатора [4]

жесткому, входные температуры и общее давление в системе были установлены с таким расчетом, чтобы они отражали определенные точки цикла. Основная цель промышленных испытаний состояла в том, чтобы добиться стабильной работы и низкой эмиссии в условиях номинальной нагрузки и, если возможно, в условиях неполной нагрузки. Одной из задач пилотных испытаний катализатора было определить операционные рамки системы, в которых бы выполнялись следующие ограничения:

1. Входная температура должна быть достаточно высокой, чтобы поддерживать требуемую активность катализатора.
2. Температура газа на выходе из катализатора должна быть достаточно высокой, чтобы инициировать гомогенное горение и сгорание CO за приемлемое время пребывания в секции гомогенного горения.
3. Температура внутри блока катализатора должна быть достаточно низкой, чтобы обеспечить длительную стабильность работы катализатора.

Результаты испытаний катализатора показаны на операционной диаграмме (рис. 6) в контексте с операционными ограничениями.

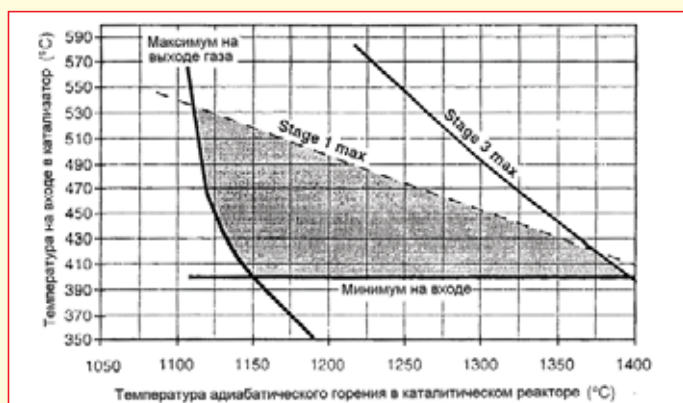


Рис. 6. Рабочий диапазон параметров испытаний каталитической камеры [4]

Первично контролируемые параметры для катализатора - температура адиабатического разогрева (характеризующая соотношение топливо/воздух) и температура на входе в катализатор. Диаграмма показывает:

1. Когда температура на входе ниже $\sim 400^\circ\text{C}$, катализатор недостаточно активен, чтобы поддерживать горение. Это ограничение - "Минимум входа".
2. Когда температура адиабатического разогрева ниже $1110...1115^\circ\text{C}$ в зависимости от входной температуры газа, температура газа на выходе из катализатора не достаточно высока, чтобы инициировать гомогенное горение в выходящем потоке и догорание CO. Это ограничение - "Минимум выходящего газа".
3. Когда температура входа и/или температура адиабатического разогрева слишком высоки, т.е. выше и правее заштрихованной области, катализатор достигает сам по себе температуры выше заданных показателей. Используемые катализаторные блоки располагались в три ступени. Первый и третий блоки имели ограничения по верхнему пределу температуры. На рис. 6 отмечено как "Stage 1 max" и "Stage 3 max". Вторая ступень не имела ограничительной черты при всех условиях испытаний, поэтому ее граничная линия на рисунке не показана.

Заштрихованная область на рис. 6 указывает условия, при которых все температуры и эмиссионные ограничения выполняются для прототипа реактора. Эта каталитическая система спроектирована, чтобы эксплуатироваться в MS9001E камере сгорания, где адиабатическая температура сгорания на катализаторе при полной нагрузке составляет $1250...1300^\circ\text{C}$. На основании этого ожидалось, что входная температура $400...450^\circ\text{C}$ будет приемлемой для промышленной (полномасштабной) работы.

Разработанная и испытанная на пилотной установке трехступенчатая конструкция катализатора была репродуцирована для промышленной установки диаметром 508 мм, оснащена приборами контроля и установлена на испытательный стенд GE. Испытания

проводились в течение 2 дней при различных условиях, моделирующих работу камеры сгорания в машине GE MS9001E.

Требования по уровням эмиссии были определены следующими значениями: 5 ppm NOx, 100 ppm CO и 10 ppm углеводородов. Результаты испытаний показали, что система позволяет выполнить эти требования не только в условиях полной нагрузки, но и в условиях, моделирующих снижение нагрузки на 78 %.

Условия работы, значения эмиссии, измеренные в каждом из этих опытов при различной нагрузке, сведены в табл. 1.

Показатели системы при полной и неполной нагрузках		
Параметр	Базовая нагрузка	Неполная нагрузка
Заданная нагрузка, %	100	78
Точка испытаний ID (опыт 5)	16	12A
Общий расход воздуха, кг/с	21,9	19,6
Давление, ата	11,7	10,3
Температура на входе в катализатор, $^\circ\text{C}$	441	466
Температура газа на выходе из камеры, $^\circ\text{C}$	1192	1172
NO _x , ppm	3,3	5,3
CO, ppm	2,0	8,5
UHC, ppm	0,0	1,2

Таблица 1

Согласно табл. 1 температура на выходе камеры сгорания была на 100°C ниже температуры адиабатического разогрева, поскольку продукты сгорания были разбавлены и охлаждались встречным потоком на выходе из камеры сгорания воздухом, который не проходит через катализатор.

Эксперименты в промышленном масштабе были сделаны, чтобы определить операционные рамки для каталитического реактора. Температура на выходе из подогревателя могла быть понижена почти на 40°C при соотношении топливо-воздух, отвечающем основной нагрузке, и при этом поддерживался заданный уровень эмиссии. Как только подогреватель выключался, температура катализатора на выходе падала. Это замедляло реакцию гомогенного горения в выходящем потоке и остаточное содержание CO не могло быть доведено до 10 ppm в пределах времени пребывания, имеющегося в камере гомогенного горения.

На рис. 7 показано, как температура газа на выходе из катализатора и эмиссия CO зависит от температуры подогревателя. Концентрация CO была ниже 10 ppm пока температура на выходе из катализатора была выше 892°C . Так как NO_x продуцируется исключительно диффузионным пламенем в подогревателе, выключение подогревателя вызывает уменьшение эмиссии NO_x. Этот эффект также показан на рис. 7.

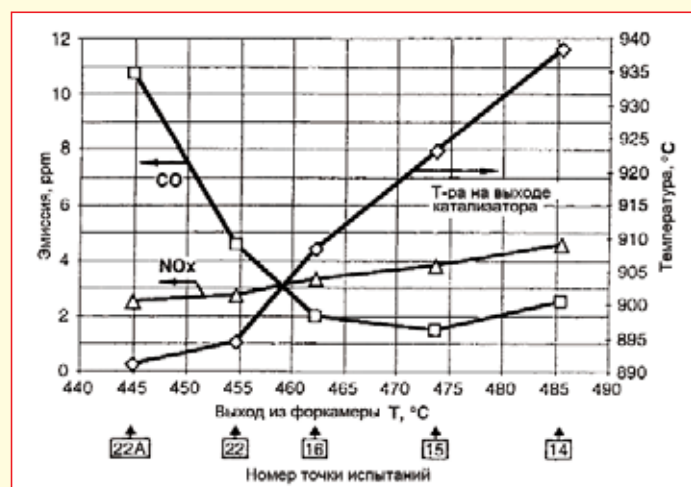


Рис. 7. Зависимость эмиссии от температуры на входе в катализатор [4]

Результаты промышленных испытаний, представлены в координатах: температура входа в катализатор - температура адиабатического разогрева в зоне катализатора, т.е. в тех же координатах, в которых были определены рамки оптимального режима в пилотном реакторе.

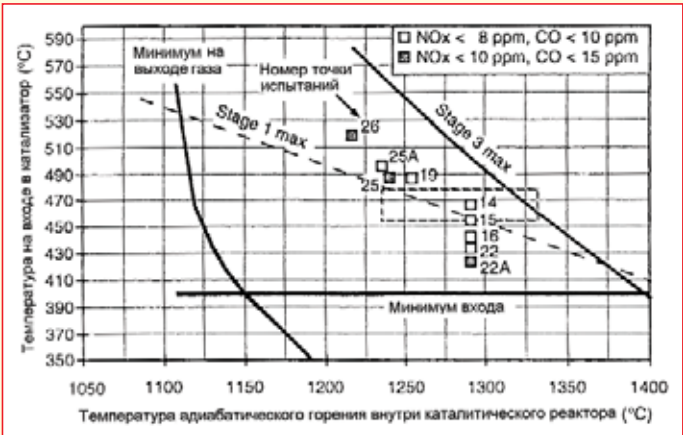


Рис. 8. Зависимость температуры на выходе от температуры адиабатического горения [4]

Большой интерес представляет работа [5], выполненная в Японии специалистами института Central Reswarch Institute of Electric Power Industry и компании Kansai Electric Power Company, Inc. по разработке устройства каталитического сгорания для газовых турбин класса 20 МВт. Ими была разработана оригинальная конструкция камеры сгорания и проведены ее промышленные испытания. Конструкция камеры приведена на рис. 9.

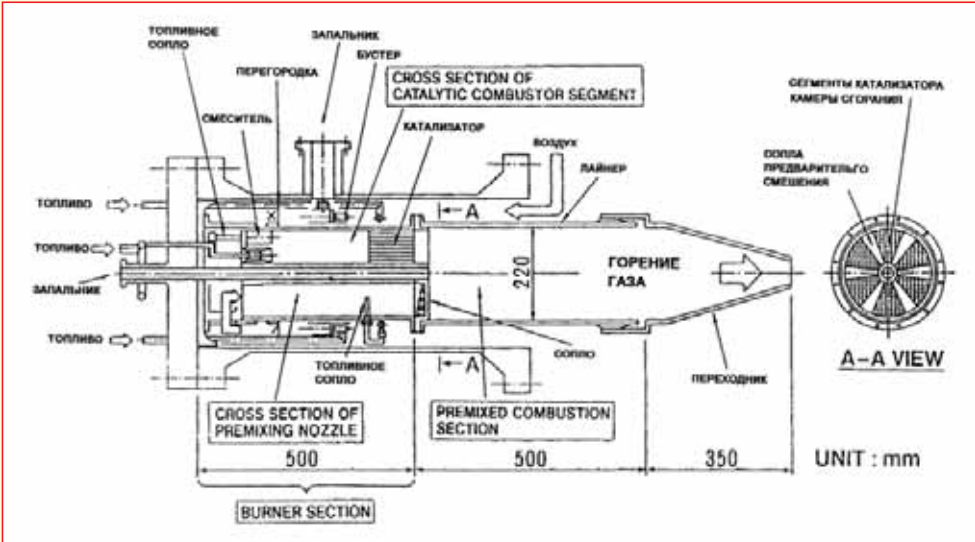


Рис. 9. Эскиз конструкции гибридной камеры сгорания для турбин класса 20 МВт [5]



Рис. 10. Конструкция каталитического блока [5]

Для работы использовался катализатор на основе палладия, платины и рутения на носителе блочно-сотовой структуры 200 ячеек на квадратный дюйм (рис. 10). Каталитические блоки, толщиной 25 мм сформованный в виде 6 сегментов с внутренним диаметром 40 мм и внешним 200 мм располагались в две ступени.

Температура катализатора измерялась с помощью термпар, которые были зацементированы в каталитические ячейки. Испытания проводились при давлении 13,5 ата на входе в камеру сгорания. Требования к показателям работы камеры сгорания приведены в табл. 2, а в табл. 3 приведены условия ее работы при полной нагрузке.

Результаты испытаний показали, что эмиссия окислов азота увеличивается с ростом температуры газов на выходе из камеры сгорания, но поддерживается ниже 10 ppm (при 16 % кислорода) при температуре на выходе из камеры сгорания 1300 °С. При этом температура катализатора не превышает 1000 °С. Эффективность

Заданные показатели камеры сгорания	
Температура газа на выходе из камеры T_{g_2} , °С	1300
Эмиссия NO, ppm	< 10
Эффективность сгорания (η), %	> 99,9
Общие потери давления (ΔP), %	< 5
Фактора пятен (PF), %	< 15

Таблица 2

Стандартные условия испытаний	
Давление (P), ата	13,5
Общий расход воздуха (V_a), м³/ч	13 500
Температура газа на входе в катализатор (T_{g_1}), °С	370
Температура катализатора (T_c), °С	< 1000
Температура газа на выходе из камеры (T_{g_2}), °С	1300

Таблица 3

сжигания увеличивается с увеличением температуры и превышает 99,9 % при 1250 °С.

Потеря давления оставалась постоянной во всем диапазоне давления. Максимум общей потери давления находился в пределах 2,5 %, что существенно ниже заданного уровня (5 %). Фактор пятен, который является индексом температурной неоднородности горения выходящего газа, не измерялся. Отмечается, что в опытах по горению при атмосферном давлении [3] эмиссия окислов азота была ниже 2 ppm. Эти различия, обусловлены главным образом, устройством камеры гомогенного горения. В опытах при атмосферном давлении корпус секции дожигания был выполнен из керамичес-

ких волокон (типа стекловолоконистого пластика). При использовании подобных корпусов доля воздуха для их охлаждения может быть уменьшена, а количество воздуха, идущего на предварительное смешение увеличена. Как результат, концентрация топлива в смеси уменьшается, что позволяет понизить эмиссию окислов азота.

В работе [6] сообщается о создании новых, не содержащих благородных металлов, термостойких высокоселективных катализаторов на основе перовскитовых структур редкоземельных элементов. Приводятся результаты лабораторных испытаний, которые показали, что реакция каталитического горения идет преимущественно в интервале температур 500... 700 °С, а при более высокой температуре преобладает реакция гомогенного горения.

Выводы

Обзор и анализ литературы, относящейся к проблеме инжиниринга процесса каталитического сжигания в камерах сгорания газовых турбин, позволяет сделать следующие выводы:

1. В последние годы ведущие энергетические компании развитых стран проводят интенсивные научные и опытно-конструкторские исследования по разработке каталитических камер сгорания газовых турбин и в настоящее время вышли на стадию полномасштабных промышленных испытаний.
2. В основу аппаратно-технологического решения всех разработок положен принцип двухступенчатого сжигания с использованием т.н. "гибридных камер сгорания": каталитического - на первой и гомогенного - на второй ступени. Такая технология позволяет проводить каталитическое сжигание при относительно невысоких температурах, что открывает возможность использования более широкого круга катализаторов.
3. Можно сформулировать следующие условия процесса в гибридных камерах сгорания.
 - 3.1. В секции каталитического сжигания:
 - соотношение метан/воздух 1/30...1/35 по объему, что соответствует коэффициенту избытка воздуха около 2,8...3,0;
 - скорость газа на входе - около 30 м/с;
 - давление - в пределах 12...15 бар;

- потеря давления - не более 5 %;
- температура газа на входе 320...450 °С, что определяется для каждого катализатора, характерной для него "температурой зажигания";

- катализатор должен обеспечивать конверсию метана на уровне 40...50 % при объемном расходе на уровне 60 000...80 000 л/ч;
- температура газа на выходе - не ниже 800 °С.

3.2. В секции гомогенного горения:

- температура газа на входе - не ниже 800 °С;
- температура газа на выходе - в пределах 1150...1300 °С.

4. Для использования каталитических камер сгорания в промышленном масштабе необходимо решение ряда конструкторских проблем, среди которых можно отметить:

- 4.1. Конструкцию блочно-сотового катализатора, стойкого к резким температурным колебаниям и механическим воздействиям.
- 4.2. Крепление катализатора, обеспечивающее надежную фиксацию моноблоков в условиях работы газотурбинной установки.
- 4.3. Устройство смешения метана с воздухом, обеспечивающее приготовление однородной топливно-воздушной смеси.
- 4.4. Устройство распределения смеси, обеспечивающее рав-

номерное распределение потока по всем каналам катализатора.

4.5. Корпус секции гомогенного горения, выдерживающий заданную температуру.



Литература

1. W.C. Pfefferle, US Patent 3 928 961 (1975).
2. W.J. Kuper, M. Blaauw, F. van der Berg, G.H. Graaf, Catalytic combustion concept for gas turbines, Catal. Today, 47 (1999) 377-389.
3. M.B. Curtone, K.W. Beebe, R.A. Dalla Betta, J.C. Schlatter, S.G. Nickolas, T. Tsuchiya, Development of a catalytic combustor for a heavy-duty utility gas turbine. Catal. Today 47 (1999) 391-398.
4. R.A. Dalla Betta, J.C. Schlatter, S.G. Nickolas, D.K. Yee, N.T. Shoji, International Gas Turbine and Aeroengine Congress, Hague, Netherlands, 13-16 June 1994, ASME Paper 94-GT-260.
5. Y. Ozawa, T. Fujii, M. Sato, T. Kanazawa, H. Inoue, Development of a catalytically assisted combustor for a gas turbine, Catal. Today, 47 (1999) 399-405.
6. P. Ciambelli, V. Palma, S.F. Tikhov, V.A. Sadykov, L.A. Isupova, L. Lisi, Catalytic activity of powder and monolith perovskites in methane combustion, Catal. Today, 47 (1999) 199-207.

ИНФОРМАЦИЯ: Новый двигатель для Range Rover

На Range Rover установили новый трёхлитровый бензиновый двигатель LR-V6 с нагнетателем. Этот 340-сильный V6 обеспечивает сочетание динамики и плавности с повышенной топливной экономичностью.

Система нагнетателя обеспечивает плавную динамику и отсутствие рывков при отличном крутящем моменте во всем диапазоне оборотов двигателя.

В комбинации с восьмиступенчатой автоматической коробкой передач 3-литровый V6 с нагнетателем гарантирует сочетание плавности движения с разгоном автомобиля до 100 км/ч всего за 7,4 с.

Компактный LR-V6 с нагнетателем оснащается интеллектуальной системой Land Rover Stop/Start, повышающей топливную экономичность и снижающей выброс CO₂ на 15 % меньше чем у атмосферного (без нагнетателя) 5-литрового LR-V8.

С LR-V6 Range Rover способен преодолевать наклоны на бездорожье до 45°, форсировать броды глубиной до 900 мм и буксировать грузы массой до 3500 кг.

3-литровый LR-V6 с нагнетателем разрабатывался на базе 5-литрового двигателя LR-V8, что позволило использовать многие элементы V8, включая непосредственный впрыск, систему непрерывного изменения фаз газораспределения и алюминиевую конструкцию. В отличие от V8 без нагнетателя у LR-V6 большая удельная мощность и экономичность.

При максимальной мощности в 340 л.с. и 6500 об/мин 3-литровый LR-V6 с нагнетателем обеспечивает высокий крутящий момент во всем диапазоне оборотов двигателя с максимальным показателем в 450 Нм в промежутке от 3500 до 5000 об/мин.

Клапаны управляются двойной независимой системой изменения фаз газораспределения (DIVCT), которая обеспечивает скорость регулирования превышающую 150 градусов в секунду во всем диапазоне оборотов двигателя, что обеспечивает оп-

тимальную мощность, крутящий момент и расход топлива на любых оборотах.

Быстрое изменение мощности без провалов обеспечивается благодаря использованию непосредственного впрыска с ориентированным факелом распыла (SGDI), который направляет точно вымеренные объемы топлива непосредственно в центр камер сгорания при давлении до 150 бар. Топливо подается несколько раз за один цикл сгорания, что создает более однородную воздушно-топливную смесь и обеспечивает меньший расход и более чистое сгорание.

Для еще большей эффективности сгорания в LR-V6 с нагнетателем используются свечи зажигания, точно ориентированные в отношении форсунок и камеры сгорания. Коэффициент сжатия в V8 с нагнетателем также увеличен с 9,5:1 до 10,5:1, что позволило еще больше снизить расход топлива и выброс вредных газов.

Ключевым фактором высокой удельной мощности и экономичности этого двигателя является использование нагнетателя Roots последнего поколения, который устанавливается в развале блока цилиндров. Интегрированный в систему охлаждения двигателя промежуточный охладитель снижает температуру всасываемого воздуха, что также ведет к повышению мощности и экономичности. В двигателе LR-V6 впервые нагнетатель управляется программным обеспечением Bosch, которое позволяет добиться снижения расхода топлива до 20 %.

При создании нового двигателя LR-V6 с нагнетателем инженеры Land Rover разработали инновационную сис-

тему уравнивающих валов, вращающихся в противоположные стороны, которые обеспечили такую же плавность и четкость рабочих характеристик, что и у "старшего брата" - V8.

LR-V6 с нагнетателем имеет уникальный поддон картера, выполненный литьем под давлением, который обладает более глубоким профилем и модифицированной системой сбора масла, которая позволяет преодолевать экстремальные препятствия с углами спуска/подъема до 45°.

Кроме того, в соответствии с допустимой глубиной (0,9 м) форсируемых бродов для нового Range Rover ременные приводы двигателя защищены от попадания воды, как и генератор, компрессор кондиционера и стартер. Двигатель с нагнетателем объединяется с восьмиступенчатой автоматической коробкой передач ZF 8HP70 с большим диапазоном передаточных чисел, что позволяет в полной мере использовать огромную мощность мотора, а также снизить расход топлива и выбросы.

Экономичность также повышается за счет оснащения двигателя интеллектуальной системой Land Rover Stop/Start, которая снижает расход топлива до 7 % в смешанном цикле ЕС.



Range Rover с новым бензиновым двигателем LR-V6

SMART MIRACLE

КОНЦЕВЫЕ ФРЕЗЫ

АНТИВИБРАЦИОННАЯ СЕРИЯ

ТИПОРАЗМЕРЫ:

3-и зуба $\varnothing 1\text{-}\varnothing 20\text{мм}$
 4-е зуба $\varnothing 2\text{-}\varnothing 25\text{мм}$
 4-е зуба с угловым радиусом
 $\varnothing 2\text{-}\varnothing 20\text{мм}$



NEW

Покрывание нового поколения SMART MIRACLE (Al,Cr)N.

Более гладкая поверхность ZERO-μ позволяет получить максимальную остроту режущей кромки и обеспечить большее сопротивление износу для увеличения стойкости инструмента. Инновационная геометрия стружечной канавки способствует снижению нагрузки на зуб и улучшает процесс удаления стружки.

Новое поколение концевых фрез для обработки труднообрабатываемых материалов и сталей.

ООО „MMC Хардметал 000“, a subsidiary of

▲ MITSUBISHI MATERIALS CORPORATION

107023, г. Москва, ул. Большая Семёновская, д.11 стр.5

ТЕЛ./ФАКС.: +7-495-725-58-85 E-mail : info@mmc-carbide.ru

MITSUBISHI
 ▲ MITSUBISHI MATERIALS

СОВРЕМЕННЫЕ КОНЦЕПЦИИ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ДВИГАТЕЛЕЙ: ПРОБЛЕМЫ И РЕШЕНИЯ

Компания ALD, Израиль:

Зигмунд Блувбанд, президент

Сергей Пороцкий, главный научный сотрудник

Димент Гершман, начальник отдела силовых установок

Подходы поддержания работоспособности двигателей, как известно, могут быть поделены на две базовые категории: профилактическое техническое обслуживание (Preventive Maintenance) и ремонтное тех. обслуживание (Corrective Maintenance). Подходы ремонтного тех. обслуживания (ТО) используются после того, как двигатель достиг специфичного неработоспособного состояния, в то время как подходы профилактического ТО предназначены для использования до возникновения неисправности - именно с целью предотвращения возможной неисправности. Хорошо известно, что, в принципе, подходы профилактического ТО по критерию "эффективность/стоимость" могут быть гораздо более эффективными по сравнению с подходами ремонтного ТО. В свою очередь, подходы профилактического ТО могут быть разделены на две группы:

1. Плановое ТО (Time-Directed Policy).

2. ТО по текущему состоянию (Condition-Based Maintenance).

Плановое ТО предусматривает его проведение в заранее выбранные временные интервалы, независимо от технического состояния конкретного двигателя

Концепция ТО по текущему состоянию двигателя отличается от планового ТО тем, что основывается на необходимости поддержания конкретного двигателя в рабочем состоянии, а не зависит от заранее составленного плана или графика. Ее цель состоит в том, чтобы сократить общие расходы на содержание двигателя. Такая стратегия ТО возможна благодаря прогнозированию работы двигателя на основе оценочных испытаний и показаний встроенных датчиков. ТО по текущему состоянию определяет временные интервалы всех видов инспекций и диагностики, исходя из технического состояния анализируемого двигателя.

Очевидно, что "в принципе" (при условии разработки эффективных алгоритмов анализа и предсказания состояния двигателя) подходы ТО по текущему состоянию являются намного более гибкими и эффективными по сравнению с плановым ТО.

Первые подходы к ТО по текущему состоянию появились достаточно давно. Уже в 1992 г. Зуль и Блувбанд (разработка велась компанией ALD) предложили подход к ТО по текущему состоянию, исходя из предсказания случайного процесса для устройства, однако лишь с одним критическим параметром - например, глубиной износа протектора для шин автомобилей [1]. Первые алгоритмы ТО по текущему состоянию позволяли обычно учитывать только значения одного отдельного критического параметра, и были недостаточно неприменимы для сложных систем с множеством параметров.

В последние годы было разработано много методов, которые получили общее название PHM (Prognostics and Health Management). Эти методы могут использоваться как для прогнозирования работоспособности двигателя, так и для диагностики его неисправности, могут быть типа "чёрного ящика" или "белого ящика" и т.д. Необходимо отметить, что использование методов PHM тесно связано с датчиками для отслеживания состояния и работы систем. Современные двигатели снабжены десятками датчиков для контроля и мониторинга многочисленных подсистем (компрессоров, турбин и т.д.), что делает их идеальными кандидатами на применение методов PHM.

Двумя основными задачами методов PHM являются прогнозирование неисправности (Failure Prognostics), которое производится

до появления неисправности, и диагностика неисправности (Failure Diagnostics), которая производится после появления неисправности. В настоящей статье будут рассмотрены только вопросы прогнозирования неисправности двигателя. Основной задачей прогнозирования неисправности является определение остаточного ресурса устройства - RUL (Remaining Useful Life). В зависимости от того, на чём основана методика прогнозирования - на моделировании детальных особенностей рассматриваемого устройства или статистических (history) данных, эти методики делятся на:

- методики "белого ящика" - основанной на использовании соответствующей модели (model-based), или на понимании физики явления (physics-based);

- методики "чёрного ящика" - основанной на соответствующей статистической обработке полученных данных и, как следствие, построения динамической системы выводов и принятия решений (data-driven, model-free);

- комплексной методики, сложенно сочетающей обе упомянутые.

В настоящей статье будет рассмотрен только подход, основанный на статистической обработке данных. Компания ALD уже более 20 лет занимается (и довольно успешно, по нашему мнению и мнению наших заказчиков и партнеров) развитием и применением продвинутых (advanced) статистических и комплексных методик.

В последние десятилетия было разработано много математических моделей и методов управляемого обучения (supervised learning). Они позволяют эффективно решать задачи прогнозирования времени выхода из строя двигателя на основе сопоставления трасс измерения его датчиков (от начала работы до текущего момента) с ранее собранными трассами измерения датчиков других двигателей. К таким моделям можно отнести, например, нейронные сети [2], Support Vector Machine (SVM) [3], Relevance Vector Machine (RVM) [4] и др. Специфика применения этих методов при решении конкретных задач определяется особенностями статистической информации, являющейся основой для прогнозирования.

Рассмотрим эти характерные особенности на двух примерах текущих задач наших заказчиков и партнеров, принимая во внимание их типичность и типичность соответствующих им статистических наборов, являющихся характерными представителями распространенных на практике задач:

а. Задача прогнозирования остаточного ресурса авиационных двигателей [5].

б. Задача прогнозирования остаточного ресурса жизни подшипников [6].

Статистика по авиадвигателям включала в себя временные трассы (time-series) по ряду датчиков, соответствующие 218 двигателям. По каждому отдельному двигателю во время его работы периодически измерялись 24 параметра с помощью соответствующих датчиков, из них три параметра соответствовали текущим условиям эксплуатации двигателя (высота и скорость полёта, режим работы двигателя), а оставшиеся 21 параметр соответствовали непосредственно состоянию двигателя, как-то - температура отдельных подсистем (турбины и компрессора низкого давления, турбины и компрессора высокого давления и т.д.), уровень давления, скорость вращения вала и т.д.

Статистика по подшипникам включала в себя трассы измерения

отдельных параметров по времени, соответствующие 17 подшипникам. По каждому отдельному подшипнику во время его работы с помощью специальных датчиков измерялись 3 параметра (горизонтальная и вертикальная вибрация, а также температура). Условия работы отдельного подшипника в течение эксперимента не менялись.

До применения непосредственно методов прогнозирования остаточного ресурса RUL практически всегда необходимо произвести предварительную обработку имеющейся статистической информации. Она может включать в себя несколько задач.

1. Группировка статистики по кластерам (Clustering)

Исходная статистика (даже в пределах одного конкретного устройства) может соответствовать различным условиям работы. Например, в [5] некоторые измерения производились на этапе "запуск двигателя" (take-off), другие - на этапе "набор высоты" (climbing) или "снижение" (descent) и т.д. Очевидно, что некорректно сопоставлять между собой показания датчиков двигателей, соответствующие различным этапам полёта. Поэтому, для этой статистики предварительно необходимо произвести "кластеризацию" - распределить всю собранную статистику по нескольким различным группам, например, соответствующим различным этапам полёта самолёта. В рассматриваемом примере количество кластеров равно 6. Для решения этой задачи следует использовать широко известные методы кластерного анализа [7].

С другой стороны, если в течение периода сбора статистики по определённому устройству, условия его работы не менялись, необходимости в кластеризации нет. Например, при сборе статистики [6] условия работы для каждого подшипника заранее фиксировались (они соответствовали скорости вращения вала и силе давления на вал) и не менялись в ходе эксперимента.

2. Сглаживание статистики (Smoothing)

Обычно статистика измерений, используемая для прогнозирования RUL, является сильно зашумлённой - как вследствие погрешности измерений, так и вследствие некоторой "косвенности" измерений. Под последним мы имеем ввиду невозможность непосредственно измерить интересующие нас параметры (например, силу удара шарика о кольцо подшипника или температуру внутри компрессора двигателя), вследствие чего измеряются лишь некоторые "косвенные" показатели, как-то "суммарная вертикальная или горизонтальная компонента вибрации подшипника вследствие удара всех шариков", "температура на входе и на выходе компрессора" и т.п. Типичный график измерения одного из датчиков авиадвигателя в зависимости от номера полёта приведен на рис. 1.

Если на вход моделей прогнозирования RUL мы подадим такую исходную статистику без предварительной обработки, то получим парадоксальный результат: например, для полёта номер 200, исходя из данных измерений, RUL прогнозируется как 50 полётов, а через какое-то время для полёта номер 202 - RUL прогнозируется как 60 полётов!

Т.е. после большой наработки и соответственного износа, ресурс увеличивается - вместо того, чтобы уменьшаться?

Чтобы избежать такой неправоподобной ситуации, исходную статистику необходимо сгладить, т.е. привести её к виду, характеризующему монотонное возрастание (или убывание) показаний каждого датчика для каждого конкретного тестируемого экземпляра устройства, что отвечает физической сущности старения (износа) устройства.

Приведение исходной статистики к монотонному виду производится на основе решения задачи нелинейной регрессии. Обычно используются два типа сглаживающих функций:

1. Полиномиальные, имеющие вид $F(t) = A + B \cdot (t^C)$.
2. Экспоненциальные, имеющие вид $F(t) = A + B \cdot e^{Ct}$.

В этих выражениях t есть ресурс устройства с момента его эксплуатации (в часах, полётах, циклах измерения и т.д.); A , B и C - неизвестные параметры, определяемые в ходе решения задачи нелинейной регрессии.

Таким образом, сглаживающая функция имеет три параметра,

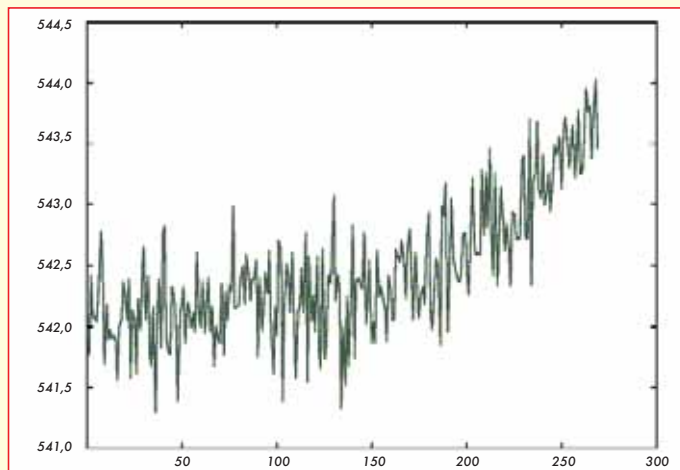


Рис. 1. Типичный график поведения результата измерения температуры на выходе датчика температуры компрессора двигателя в зависимости от номера полёта

которые должны быть определены на основе, например, минимизации среднеквадратичного отклонения значений сглаживающей функции от реальных значений измерений. Многолетний опыт ALD в многочисленных проектах данного типа показал, что для определения неизвестных значений целесообразно использовать методы глобальной оптимизации, в частности, метода кросс-энтропии (Cross-Entropy). Первоначально этот метод был разработан для дискретной оптимизации [8], но затем был успешно распространён на оптимизацию непрерывных мульти-модальных функций [9, 10].

Например, для статистики, приведённой на рис. 1, применение данного метода дало следующие значения параметров, применительно к полиномиальному сглаживанию

$$A = 642, B = 3e^{-7}, C = 2,74.$$

Вид сглаживающей функции приведён на рис. 2.

После проведения сглаживания, для полученных данных можно применить указанные выше методы управляемого обучения, решая в ходе него такие вопросы, как уменьшение состава исходных параметров (первичный набор из 21 параметра является, как правило, избыточным), определение значений управляемых характеристик методов и т.д. [11].

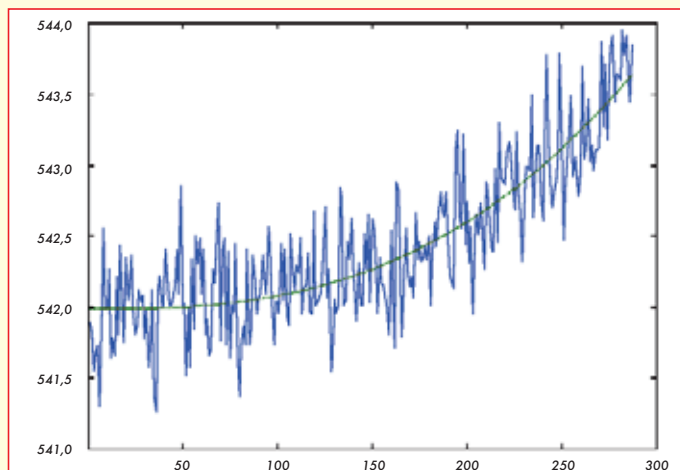


Рис. 2. Типичный график поведения результата измерения температуры на выходе датчика температуры компрессора двигателя в зависимости от номера полёта - до и после сглаживания

3. Аккумуляция предыдущих наблюдений (Accumulation)

К сожалению, далеко не все трассы измерений датчиков поддаются описанному выше сглаживанию. Данный подход приемлем только для показателей, которые по своей физической сути обладают ярко выраженной характерной тенденцией (характерным трендом). Именно в качестве примера отсутствия характерного тренда полезна задача (b.) прогнозирования RUL для подшипников [12].

Типичный график изменения вибрации в зависимости от време-

ни приведён на рис. 3. Видно, что поведение данного параметра не характеризуется наличием тренда - вплоть до последних моментов "жизни" подшипника (т.е. фактически вплоть до разрушения подшипника) никакого тренда не наблюдалось.

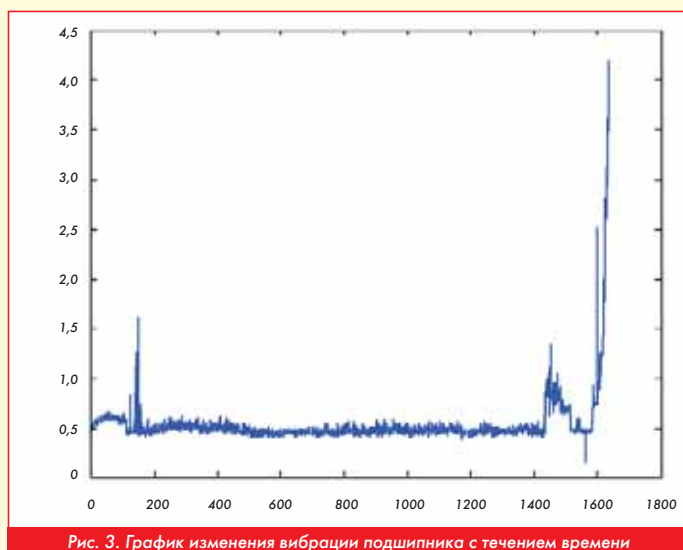


Рис. 3. График изменения вибрации подшипника с течением времени

В текущей статистике [6] значения вибрации измерялись акселерометром в единицах "g", где $g = 9,8 \text{ м/с}^2$. На основе физических соображений представляется целесообразным предположить, что текущее старение (degradation) подшипника в момент времени t пропорционально мгновенной силе, действующей на него в этот момент. В свою очередь, сила, действующая на подшипник (как на кольца, так и на шарики) пропорциональна ускорению. Таким образом, мгновенное старение подшипника в момент времени t пропорционально измеренной вибрации в данный момент, а суммарное старение подшипника с начала его работы до текущего момента времени пропорционально аккумулярованной вибрации.

Конечно, влияние аккумулярованной вибрации на износ подшипника не является равномерным в силу следующих причин:

- влияние более "поздней" вибрации (например, вибрации в момент времени "текущее время - 100") является более значимым, чем влияние более "ранней" вибрации (например, вибрации в момент времени "текущее время - 500"), т.е. влияние вибрации характеризуется эффектом "затухания";
- однократное влияние более сильной вибрации (например, вибрации в 10 g) более значимо нескольких более слабых вибраций (по сравнению, например, чем 10 раз подряд вибрация в 1 g);
- в силу конструктивных особенностей подшипника влияние горизонтальной и вертикальной вибрации могут существенно отличаться.

В статье [12] нами были предложены следующие выражения для учёта перечисленных выше особенностей:

1. Интегральная вибрация рассчитывается следующим образом $V = (wV_h^\lambda + (1 - w)V_v^\lambda)^{1/\lambda}$,

где V - значение интегральной вибрации;

V_v и V_h - измеренные значения вертикальной и горизонтальной вибраций;

w - удельный вес значимости горизонтальной вибрации по отношению к вертикальной вибрации;

λ - коэффициент полиномиальной аппроксимации.

2. Аккумулярованную вибрацию было предложено рассчитывать следующим образом

$$D(t) = \sum_{i=1}^t \sum_{j=1}^{2560} F(V(i, j))R(i)/2560,$$

где F - функция, учитывающая влияние значения вибрации;

R - функция, учитывающая влияние времени измерения вибрации;

t и i - номера промежутков ("слотов") времени для рассматриваемого подшипника (каждый слот содержит 2560 измерений вертикальной и горизонтальной вибраций в течение интервала времени в 0,1 с);

j - номер измерения в i -м слоте ($j = 1 - 2560$);

$V(i, j)$ - значение интегральной вибрации на j -м измерении в i -м слоте;

t - номер текущего слота измерения.

В качестве возможных вариантов функции R рассматривались следующие:

1. Экспоненциальная

$$R(i) = e^{-\alpha(t-i)}.$$

2. Нормализованная экспоненциальная

$$R(i) = te^{-\alpha(t-i)} / \left(\sum_{j=1}^t e^{-\alpha(t-j)} \right).$$

3. Полиномиальная первого типа

$$R(i) = (i/t)^\alpha.$$

4. Полиномиальная второго типа

$$R(i) = (t - i + 1)^\alpha.$$

5. Нормализованная полиномиальная.

В качестве возможных вариантов функции F влияния значения вибрации рассматривались следующие:

- Полиномиальная: $F = V(i, j)^\beta$.

- Нормализованная полиномиальная: $F = \left(\sum_{j=1}^{2560} V(i, j)^\beta / 2560 \right)^{1/\beta}$.

Выбор видов функций F и R , а также управляемых параметров α , β , w и λ производился путём перекрестной валидации (кросс-валидации) на обучающей выборке - по одному из подшипников трассы условно считались неполными по времени, и значение его остаточного ресурса рассчитывалось (и далее сопоставлялось с известным), исходя из различных вариантов комбинаций управляемых характеристик (мета-параметров). Далее процедура повторялась для другого подшипника, и значение его RUL также вычислялось, исходя из различных вариантов комбинаций управляемых характеристик и т.д. Оптимальные значения видов функций и их управляемых характеристик выбирались так, чтобы минимизировать суммарную ошибку в вычислении RUL для всех подшипников из обучающей выборки.

Предложенный подход подтвердил свою состоятельность на основе конкретных расчётов.

Результаты, полученные на основе методологии разработанной компанией ALD, описанной вкратце выше, были наиболее точными по прогнозированию остаточного ресурса RUL каждого изделия в отдельности - и таким образом компания ALD заняла абсолютное первое место по итогам всемирного конкурса "IEEE PHM 2012 Prognostic Challenge" - как в категории "Академические научные учреждения", так и в категории "Производственные фирмы" [6]. При этом надо заметить, что участвовали самые передовые предприятия и университеты США и Европы (включая "Дженерал Электрик" - второе место по фирмам и др.).

Данный конкурс проводился IEEE (Международной ассоциацией инженеров по электронике и электротехнике) и французским научно-исследовательским институтом FEMTO-ST Institute (Besancon - France) с целью сопоставления различных подходов, математических моделей и методов по прогнозированию RUL. Исследователям были предоставлены полные трассы (т.е. от начала работы до возникновения отказа) по 6 подшипникам, отвечающим трём различным условиям эксплуатации. Целью исследований было определение RUL по другим 11 подшипникам, по которым были предоставлены лишь частичные трассы (т.е. от начала эксплуатации до некоторого промежуточного момента).

Предложенные фирмой ALD подходы в который раз продемонстрировали возможность их практического применения в двигателестроении и других отраслях, как на макроуровне (при рассмотрении устройств в целом), так и на уровне отдельных компонентов.

В связи с этим, внедрение методик, соразмерных с методикой, разработанной компанией ALD, и соответствующего программного обеспечения, позволяющих рассчитывать остаточный ресурс (и, что важно, с требуемой точностью!) для каждого отдельного изделия в эксплуатации, - является сегодня важной, насущной и актуальной задачей в области авиастроения вообще, и внедрения современных методов разработки и технического обслуживания авиационных двигателей в частности.



Литература

1. M. Zule and Z. Bluvband, "RCM policy: new method of residual lifetime prediction according to item's actual operating state", Reliability, Quality, Control and Risk Assessment, International Conference, Washington, 1992.
2. Tian Z., Wong L. and Safaei N. A neural network approach for remaining useful life prediction utilizing both failure and suspension histories. Mechanical Systems and Signal Processing. Vol. 24, No. 5, pp. 1542 - 1555, 2010.
3. Khawaja T. and Vachtsevanos G. A Novel Bayesian Least Squares Support Vector Machine based Anomaly Detector for Fault Diagnosis. Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society, 2009 (PHM - 2009).
4. Tipping M. Sparse Bayesian learning and the Relevance Vector Machine. Journal of Machine Learning Research, 1(3):211-244, 2001.
5. PHM-2008. Prognostics Data Challenge Dataset. NASA Ames Research Center. <http://ti.arc.nasa.gov/tech/dash/pcoe/prognostic-data-repository/>
6. IEEE PHM 2012 Prognostic Challenge. <http://www.femto-st.fr/f/d/IEEEPHM2012-Challenge-Details.pdf>
7. Мандель И.Д. Кластерный анализ. - М.: Финансы и статистика, 1988.
8. R.Y. Rubinstein and D.P. Kroese "The Cross-Entropy Method: A unified approach to Combinatorial Optimization, Monte Carlo Simulation and Machine Learning", Springer-Verlag, 2004.
9. D.P. Kroese, S. Porotsky and R.Y. Rubinstein "The Cross-Entropy Method for Continuous Multi-Extremal Optimization", Methodology and Computing in Applied Probability, 2006, 8(3): 383-407.
10. D.P. Kroese, R.Y. Rubinstein, I. Cohen, S. Porotsky and T. Taimre "The Cross-Entropy Method", Encyclopedia of Operations Research and Management Sciences, Third edition, Springer-Verlag, 2012.
11. Z. Bluvband and S. Porotsky. Tutorial. "Prognostics: God Is in Details". IEEE Conference on Prognostics and Health Management, Denver, 2012 (PHM- 2012).
12. S. Porotsky and Z. Bluvband. Remaining useful life estimation for systems with non-trendability behaviour // IEEE Conference on Prognostics and Health Management, Denver, 2012 (PHM- 2012).

30 лет мирового лидерства, 10 лет на российском рынке



**Партнер
ГСС и Alenia
в проекте
Суперджет 100**

УСЛУГИ, ПО, ОБУЧЕНИЕ

- ➡ НАДЕЖНОСТЬ, ОТКАЗОБЕЗОПАСНОСТЬ
- ➡ АНАЛИЗ ЛОГИСТИЧЕСКОЙ ПОДДЕРЖКИ
- ➡ ПРОГНОСТИКА

ОТ РАЗРАБОТКИ ДО ЭКСПЛУАТАЦИИ ВАШЕГО ИЗДЕЛИЯ







ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ALD

RAM Commander
Оптимальный инструментарий: надежность и отказобезопасность

FavoWeb
Мировой стандарт мониторинга отказов в эксплуатации

D-LCC
Контроль стоимости жизненного цикла

Звоните нам сейчас Тел: +74991570880
www.aldservice.com

ING | AIRBUS | ALSTOM | AVIADVIGATEL | BAE | DEUTSCHE BAHN | EADS | EMBRAER | FAA | IAA | NASA | BO
 FINMECCANICA | IKUT | LOCKHEED MARTIN | SUKHOI | SAAB | SELEX | UKI | THALES | ALenia SPACE | SATURN

МОЩНЫЕ ЖРД ИЗ РОССИИ

Валерий Игнатьевич Гуров, начальник сектора ГНЦ РФ ЦИАМ, д.т.н., ветеран космонавтики России



Россия является единственной страной в мире, которая продаёт в США мощные ракетные двигатели. На американских ракетоносителях "Атлас-3" и "Атлас-5" устанавливаются российские ЖРД РД-180, которые изготавливаются в ОАО "НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко".

Ныне произошло очередное грандиозное событие: 22 апреля запущена двухступенчатая ракета "Антарес" с космодрома MARS острова Уоллопс с двумя двигателями НК-33, установленными на первой ступени (вторая ступень оснащена пороховым двигателем).

Двигатель НК-33 был разработан и изготовлен опытно-конструкторским бюро под руководством дважды Героя социалистического труда, генерал-лейтенанта Николая Дмитриевича Кузнецова. Ракета вывела на орбиту полезную нагрузку за 230 с, причем 20 с кислородно-керосиновые двигатели работали на форсированном режиме с тягой 166 тс каждый. Пуск прошел без замечаний.

Триумф Генерала и его соратников

Легендарный многообразный двигатель НК-33, прототипом которого являлся двигатель 11Д51, был изготовлен для советского лунника по проекту Н1. В 1974 г., когда был взят курс на закрытие программы Н1 и создание системы "Буран", Н.Д. Кузнецову поступило распоряжение об утилизации двигателей НК-33, в т.ч. и подготовленных к летному испытанию. Но Николай Дмитриевич ценой громадного риска не выполнил указанного распоряжения, считая это расточительством народного достояния. По признанию специалистов фирмы "Аэроджет" (США), в исследовательском центре которого до середины ноября 1996 г. проводились "жесткие" испытания упомянутого ЖРД, "двигатель НК-33 является самым надежным из всех существующих двигателей, работающих на кислороде и углеводородной смеси, и демонстрирует максимальное отношение тяги к массе". Благодаря тому, что двигатели не были уничтожены, информация о них попала в книгу рекордов Гиннеса в качестве примера непревзойденного до сих пор по техническим показателям и живучести образцов советской ракетной техники. Ведь двигатель НК-33 находился на складе более 21 года в условиях, не совсем отвечающих техническим требованиям по хранению (по ТЗ при обеспечении специальных мер срок хранения составлял всего 7,5 лет).



По результатам испытаний в 1996 г. фирма "Аэроджет" закупила несколько десятков НК-33, оснастила их современными датчиками по установлению технического состояния системы в целом, заменила приводы различных управляющих устройств, смонтировала карданные механизмы для качания двигателей для изменения (при необходимости) вектора тяги, заменила электрические жгуты и т.д. В итоге двигатели НК-33 были установлены на ракетоноситель "Антарес", разработанной компанией "Орбитал".

Сохранение ЖРД, созданных для советской пилотируемой лунной программы Н1-Л1, принесло России не только контракт на 50 млн долларов, но и славу создателей самых совершенных ЖРД тягой 150 тс. Кроме того, создание указанного двигателя обогатило нашу страну опытом широкого и системного освоения криогенной техники, который плодотворно использовался при создании системы "Буран".

Роль ЦИАМ в создании ЖРД НК-33

Автору настоящего очерка довелось с октября 1967 г. участвовать в работе Межведомственной комиссии (МВК) в составе рабочей группы. Председателем МВК по приемке двигателей к летным испытаниям являлся заместитель начальника ЦИАМ профессор В.Р. Левин. Членами МВК от ЦИАМ работало 11 сотрудников - К.К. Боков, И.Ф. Гавриков, В.Е. Дорошенко, В.М. Калнин, В.Т. Митрохин, Э.М. Рабинович, А.Г. Романов, В.Г. Рухадзе, К.Н. Шестаков, В.А. Шерстянников, В.Л. Эпштейн. Из ныне действующих работников ЦИАМ следует вспомнить активное участие А.И. Гулиенко, Ф.Я. Косоротикова, В.Л. Семенова и В.И. Фурлетова.

В конце апреля мне позвонил начальник отдела "Ракетные двигатели" ОАО "Кузнецов", Заслуженный конструктор России А.И. Иванов, поздравил с успешным запуском упомянутой ракеты и передал трубку канд. техн. наук, Заслуженному конструктору России И.П. Косицыну, с которым мы плечо в плечо работали в том далеком 1967 г. Совещания, огневые испытания на стенде, анализ параметров и материальной части аварийных двигателей, расчеты и постановка экспериментов на моделях, консультации с коллегами-смежниками, редкие застолья (когда силы, даже молодые, были на исходе) и снова обсуждения. Дня не хватало - работали, порою, до полуночи...Золотые времена! Награда: успешные государственные испытания и премия в полтора оклада за три недели командировки, а затем и высокая государственная награда в 29 лет. Позже полученный опыт обобщали в совместных патентах, статьях, программах... К слову, в 1980 г. выпущена монография под редакцией академика Н.Д. Кузнецова по обобщению опыта создания двигателя НК-33. Соавторами от ЦИАМ были В.Р. Левин, В.И. Гуров и К.Н. Шестаков.

В заключение следует добавить, что и ныне мы со своим коллегами продолжаем наращивать научно-технологический потенциал совершенствования и создания новых мощных ЖРД.



Серия VOX для обработки чугуна расширена

Серия фрез VOX недавно была расширена за счет выпуска корпусов с супер мелким шагом, от Ø63 - Ø250mm. Также добавлена пластина SONX1206PER в отлично зарекомендовавшем себя сплаве VP15TF. Кроме того, новая зачистная пластина WOEX- 1206PER5C теперь также доступна в сплаве VP15TF.

Новая серия фрез со сменными пластинами для обработки чугуна

Фрезы данной серии предназначены для высокопроизводительного фрезерования чугуна. Конструкция тангенциальной сменной пластины позволяет в большей степени поглощать силы резания. Эта особенность дает несколько впечатляющих преимуществ, обеспечивающих повышение эффективности и эксплуатационной гибкости. Теперь возможно значительно увеличить максимальную глубину резания по сравнению с традиционными фрезами.



Используется сплав с покрытием PVD для большего разнообразия применений. Идеальна для обработки ковкого чугуна, нестабильных условий резания и заготовок малой прочности. Возможна обработка с СОЖ.



VP15TF- зачистная пластина.

Заметим, что довольно большая глубина резания может быть достигнута и стандартными методами, однако это приводит к нестабильности из-за вибраций и недостаточной жёсткости, вследствие чего снижается качество изделий и стойкость сменных пластин. На практике при помощи данной серии фрез нам удалось удвоить глубину резания до 10 мм при скорости резания 230 м/мин и подаче стола 2050 мм/мин при обработке пресс-формы из чугуна GG40.

Наряду с повышением эффективности вследствие более высокой стабильности новые сменные пластины SONX имеют 8 режущих кромок, по сравнению с 4 –мя режущими, которые обычно встречаются на пластинах такого типа. Большее число полезных кромок дает очевидные преимущества рентабельности, а кроме того – в сочетании с выпуклой геометрией режущей кромки и особой формы передней поверхности – обеспечивает сокращение времени цикла, что является важным в условиях современного производства. Крепление пластины осуществляется единственным винтом, что очень удобно при замене пластин.

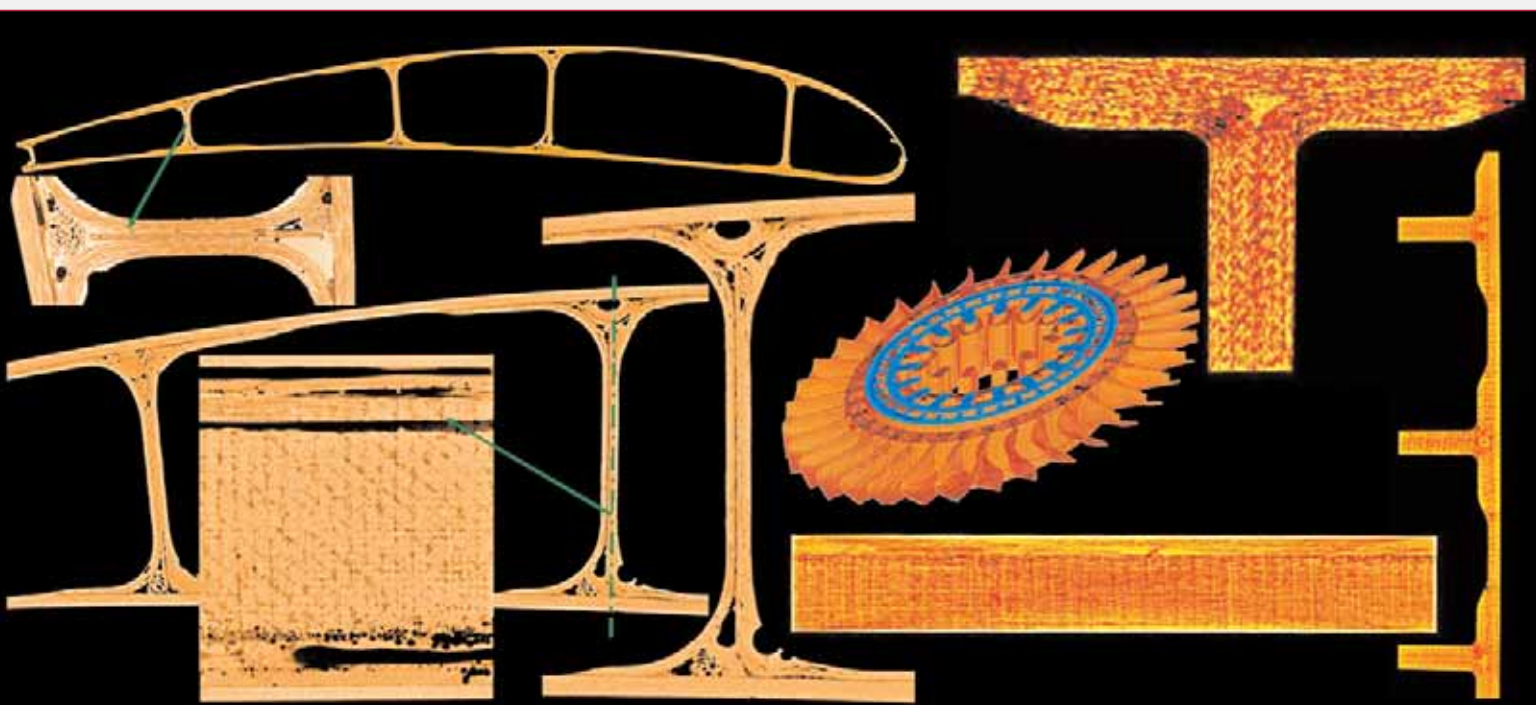
Чрезвычайно гладкая поверхность покрытия, полученная по технологии Black Super Smooth в сочетании с новой маркой CVD - покрытия MC5020 препятствует привариванию стружки, что обычно является проблемой при обработке чугуна.

ИЗГОТОВЛЕН УНИКАЛЬНЫЙ ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ КОМПЬЮТЕРНЫЙ ТОМОГРАФ BT-1500XA-D



Томограф BT-1500XA-D изготовлен по заказу ведущего мирового производителя углеродных композитов южнокорейской фирмы DACC, для замены эксплуатирующегося уже 15 лет томографа BT-500. Универсальные высокоэнергетические томографы ООО "ПРОМИНТРО" в руках высококвалифицированных специалистов DACC - важный фактор повышения конкурентоспособности технологии и конструкторских разработок предприятия, гарантия высокого качества и надежности выпускаемых композитов. 

ООО "ПРОМИНТРО" изготовило уникальный высокоэнергетический томограф BT-1500XA-D. Томограф позволяет контролировать изделия диаметром до 1,5 м при массе более 1 тонны с проникающей способностью используемого излучения более 150 мм стали. Благодаря двум минифокусным источникам излучения, двум поворотным столам и фирменной методике локальной томографии BT-1500XA-D обеспечивает высокое пространственное разрешение более 50 пер/см в широком диапазоне диаметров контролируемых изделий от 20 до 1500 мм.



ООО "ПРОМИНТРО": ТЕЛ./ФАКС: (7-495) 361-98-02, 361-97-33. E-MAIL: INDINTRO@VEI.RU

МЕЖДУНАРОДНАЯ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННАЯ ВЫСТАВКА

СТАНКОСТРОЕНИЕ

15 - 18 октября 2013

МВЦ Крокус Экспо



При поддержке:

Торгово-промышленной Палаты Российской Федерации
Московской торгово-промышленной Палаты



Оборудование от ведущих компаний!

металлообрабатывающие станки
инструмент
автоматические линии
робототехника
комплектующие изделия
литейное производство
сварочное оборудование
обработка листового металла
лазерные технологии
измерительные приборы
программное обеспечение
деревообрабатывающее оборудование

Организатор выставки: ООО «Райт Солюшн»

+7 (495) 988-27-68

www.stankoexpo.com

СТАНОЧНЫЙ ПАРК

ДИЗЕЛЬ - ГЕНЕРАТОРНАЯ УСТАНОВКА ДГУ5-П27.5-ВМ1

Дизель-генераторная установка ДГУ5-П27.5-ВМ1 с дизелем ТМЗ-520Д, имеющим дополнительную масляную систему охлаждения, предназначена для обеспечения электроэнергией постоянного тока бортовой сети различных машин при неработающем основном двигателе. Качество напряжения по ГОСТ В 21999-86. Обеспечивает работоспособность средств связи, комплекса вооружения, работу фильтровентиляционной установки, прицелов и приборов механика-водителя, зарядку аккумуляторных батарей. Дизель-генераторная установка может эксплуатироваться в ограниченном объеме (отсеке) при температуре окружающей среды от -50°C до $+50^{\circ}\text{C}$, влажности 98% и запыленности окружающей среды до 3 г/м^3 , длительность непрерывной работы - не менее 24 часов. Время запуска ДГУ при температуре окружающей среды до -40°C с использованием системы предпускового подогрева топлива и масла в картере дизеля - регламентировано и не превышает 20 мин.

СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ ДИЗЕЛЯ:

- воздушная от центробежного вентилятора, имеется масляный радиатор.

СИСТЕМА ПУСКА ДИЗЕЛЯ:

- основная - электростартером (24В) от аккумуляторных батарей;
- резервная - механический ручной запуск с помощью пускового шкива и шнура.



ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Наименование параметра	Величина параметра
Электрическая мощность, кВт, не менее	5
Напряжение, В	$27,5 \pm 1$
Тип генератора	Постоянного тока, бесконтактный, одноопорный
Двигатель	одноцилиндровый четырехтактный дизель ТМЗ-520Д/30.24У-1 с воздушным охлаждением, с уравнивающим валом и непосредственным впрыском топлива
Расход топлива на номинальном режиме, л/ч	2,2
Диапазон рабочих температур окружающей среды, $^{\circ}\text{C}$	$-50 \dots +50$
Ресурс до капитального ремонта, моточас	2000
Масса без пульта управления и блока управления, кг	125





ОДНОЦИЛИНДРОВЫЕ ДИЗЕЛИ МНОГОЦЕЛЕВОГО НАЗНАЧЕНИЯ



Одноцилиндровые дизели ТМЗ-450Д и ТМЗ-520Д предназначены для привода различной дорожно-строительной, коммунальной и сельскохозяйственной техники, насосных установок и автономных электроагрегатов. Возможно их применение в качестве стационарных двигателей малотоннажных судов. Дизели могут эксплуатироваться в различных климатических и географических условиях в диапазоне температур окружающей среды от -50°C до $+50^{\circ}\text{C}$, на высокогорье, при повышенной влажности и запыленности. В конструкции дизелей применены высокопрочные материалы, которые гарантируют высокую надежность и позволяют снизить массу. Дизели имеют низкий расход топлива и в любых условиях всегда готовы к пуску. Имеются все необходимые сертификаты соответствия. Дизели ТМЗ-520Д унифицированы с дизелем ТМЗ-450Д на 90%, имеют увеличенный рабочий объем и, соответственно, более высокую мощность, такие же габаритные и присоединительные размеры. Дизели ТМЗ-520Д могут использоваться для привода минитракторов и транспортных средств малой грузоподъемности.

Дизели могут иметь вертикальное и наклонное (30° к горизонтали) расположение оси цилиндра и поставляться в различной комплектации (встроенный генератор, электростартер, фильтр очистки воздуха, глушитель, соединительная полумуфта).

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Наименование параметра	Величина параметра	
	ТМЗ-450Д	ТМЗ-520Д
Число цилиндров	1	
Диаметр цилиндра	85	
Рабочий объем, см^3	454	520
Номинальная мощность, кВт (л.с.) при частоте вращения коленчатого вала, мин:		
- 3000	7,0 (9,5)	8,5 (12,0)
- 3600	8,0 (11,0)	9,5 (13,0)
Удельный расход топлива г/кВтч на номинальной мощности при частоте вращения коленчатого вала, мин^{-1} :		
- 3000	285	
- 3600	280	
Максимальный крутящий момент, Н·м (кгс·м)	22 (2,2)	25,5 (2,55)
Масса сухая без навесных агрегатов, кг	59	60



АНТРОПОЛОГИЧЕСКИЕ ФУНКЦИИ ТЕХНИКИ В ПРОЕКТИРОВАНИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Сергей Викторович Кувшинов,

директор института новых образовательных технологий РГГУ

(Окончание. Начало в № 1 - 2013)

Среди функций, выполняемых техникой, выделим несколько, проанализируем и покажем сущность каждой из них.

Утилитарная функция

Содержание данной функции определяется прямым назначением технического объекта, а также целями его создания для выполнения непосредственных технологических операций. Критериями полноты удовлетворения данной функции является набор характеристик, которыми обладает объект: весовые и размерные, эксплуатационные, эргономические и др.

Однозначность и полезность техники в целом вовсе не свидетельствуют о том, что техника изначально открыта человеку всеми своими сторонами: во многом эта фундаментальная форма человеческой деятельности остается тайной для самого человека. Материализуя свое мышление, человек тем самым вовсе не осознает, что он совершает, создавая технику, и где истоки его творческого дарования. В этот период появляются первые попытки дать оценку технике. Человек испокон веков осознавал себя существом, сопричастным природе, среде обитания. Он осознавал это даже биологически, хотя практически, создавая орудия, человек уже дистанцировался от среды. Он видел огромную, нечеловеческую силу орудий, но не видел за ними себя самого и более глубокую природу этого явления. Поэтому утилитарная функция стала первой в осмыслении многоаспектности техники.

Общественно-преобразующая функция

Сущность данной функции заключается в том, что технологические процессы создания технического устройства, во-первых, занимают достаточно большое время (иногда часть суток, иногда часть активной жизни человека) и, во-вторых, были и остаются трудоемкими, поэтому в процесс создания вовлекаются большие коллективы людей, которые включаются в целенаправленную деятельность. Естественно, что направление этой деятельности, с одной стороны, определяется последовательным набором технологических операций, а с другой - структурой управления технологическим процессом. Причем структура управления решает задачу исходя из критериев более высокого уровня.

Влиятельным философом техники был К. Маркс, который отмечал ведущую роль техники как общественно-преобразующей силы. Машинерию и средства деятельности он считал основными величинами производства и общественного развития. Паровая машина породила общество промышленного капитализма, в котором технические средства производства и производительные силы играли главную роль. Маркс даже был более технологом-детерминистом, чем экономист. Впрочем, он предвидел развитие автоматических систем машинерии как наиболее совершенную форму техники и, самое главное, те преобразования в обществе, которые повлекут за собой столь радикальные изменения.



К. Маркс

Часто система технических средств ориентирована с самого начала на обеспечение хозяйственных потребностей, на облегчение условий существования и предотвращение нужды, на улучшение качества жизни, а также на заботу о добытии средств существования и овладения природой. Вопрос, однако, заключается в том, является ли характерной чертой техники то, что она - лишь совокупность средств, и обладает ли техника, характеризующая сегодня во многом наш мир, собственной динамикой, учитывая ее тесную связь с общественным развитием. Вопрос также и в том, не являются ли глубинной основой техники культурные условия и воздействия.

Техника понималась и как историческое освобождение человека через собственные действия, через трудовое формирование действительности - толкование, наиболее близкое марксистской традиции, но отстаиваемое также консервативными философами техники. С ним тесно связано и другое толкование, согласно которому техническое развитие рассматривается как проект искусственной среды в целом и как поступательная замена естественной среды "самосоздаваемым миром культуры", "техническим искусственным миром" и т.п. В новом теоретическом и социально-научном объяснении делается упор на конструирование, создание искусственных объектов (артефактов) и систем вещей, а также проектирование систем технических действий и взаимное соединение этих элементов в обширные общественные связи, в так называемые социотехнические системы. Если при этом дополнительно учитывается вышеупомянутое классическое толкование техники как органопроекции, как "возникновение реального из идей" и как "продуктивной самореализации через переработку природы", то мы имеем уже целую связку толкований техники, которые не могут быть сведены только к одной черте.

К решению задачи создания технического устройства "примешиваются" социальные, демографические и другие критерии, относительно которых создается техническое устройство во благо общества.

Таким образом, техника является уникальным средством общения и придания целенаправленного, осмысленного характера деятельности громадных массивов людей, общества в целом.

С расширением номенклатуры и увеличением сложности технических объектов происходит дробление и дифференциация общества.



Компьютер для конструктора

Социальная функция

Технологические процессы, состоящие из множества операций, для реализации которых требуются различные навыки и умение, а следовательно и различные затраты физических и творческих сил людей, определенным образом формируют социальную иерархию людей, занятых в производственных процессах. Появляется профессиональное разделение: подсобные рабочие, рабочие, техники, технологи, инженеры и т.д. В настоящее время это огромная "производственная сетка", в которой определено место, роль и компенсация за труд каждого из участников процесса. Естественно, для каждой группы есть свой специфический набор знаний, умений и способов их приложения к производственному процессу, т.е. различный уровень подготовленности.

Таким образом, техника, производственный процесс ее создания, умение ее использовать в дальнейшей деятельности, приводят к социальному разделению, дифференциации общества. В этом и проявляется социальная функция техники, на что неоднократно указывали исследователи [24].

Утешительно-компенсаторная функция

По своей биологической природе человек в жизни и деятельности стремится к некоему оптимуму, к гармонии духа, и, находясь в кризисных ситуациях, где теряется это ощущение, человек пытается заменить его или найти эти ощущения в другом, например в труде, в процессе создания технического устройства. Человек, занимающийся созданием либо эксплуатацией гармонично, слаженно работающей техники, как бы переключает свое внимание, внутреннее душевное и духовное состояние на объект. При этом он естественным образом испытывает удовлетворение, происходит своеобразная компенсация "потерянного спокойствия". Таким образом, техника может выполнять и выполняет определенную компенсаторную функцию.

Достаточно ярким проявлением этой функции служит пример поведения немецких специалистов работавших в СССР в заключительный и весьма сложный в психологическом плане период 1951-1954 гг. Тогда проявилась характерная для немецких специалистов черта - стремление к выживанию и осуществлению своих профессиональных и личных интересов: группа сотрудников, в инициативном порядке без задания советских властей начала разрабатывать проект пассажирского реактивного самолета. Самолета "152" разрабатывался под немецкие двигатели, созданные в пос. Управленческом, на базе модификации бомбардировщика "150". Говоря о социальной значимости техники, в этом примере необходимо отметить и духовную сторону: техника помогала людям восстанавливать гармонию, утраченную в реальности. Создавая слаженную, гармонично организованную систему, они получали истинное наслаждение, творческое удовлетворение, созерцая функционирующую по законам материального мира созданную ими технику.

Познавательно-эвристическая функция

Техника несет человеку информацию и знания о мире, о достижениях человечества. Это происходит через материалы, техноло-



Бомбардировщик "150" (вверху) и пассажирский самолет "152"

гию, конструкцию, технику управления и эксплуатацию. Учась использовать, применять технические устройства, человек опосредованно получает информацию, и чем выше уровень ее понимания, тем полнее и гармоничнее становится взаимодействие человека с техническим устройством. Сегодня люди уже не мыслят своей деятельности без компьютера, электронных записных книжек, коммуникационных устройств, телефонов, приемников, отсутствие телевизора вообще воспринимается как трагедия и т.д.

Таким образом, техника выступает своеобразным средством "просвещения" людей, которые невольно знакомятся с новыми физическими, химическими, механическими принципами действия, способами управления, новыми материалами и их свойствами - в этом наиболее ярко и проявляется познавательно-эвристическая функция.

Все работы, проводившиеся специалистами в области авиации, носили познавательно-эвристический характер: исследовались новые области полета, аэродинамика обтекания тел сверхзвуковым потоком, газодинамические циклы новых принципов организации горения, принципы радиоэлектронной навигации и управления. Технические объекты представляли своего рода инструменты для этих исследований, посредством которых специалисты познавали новое, шел процесс накопления знаний о новых физических процессах, исследовались новые конструкции, в чем в полной мере проявилась познавательно-эвристическая функция.

Концептуальная функция

Концептуальная функция проявляется как способ преобразования действительности. Техника создается людьми и функционирует на основании своих специфических законов, которые имеют не менее важное значение, чем законы естественных наук, в технических объектах скрыты отчасти и сами законы природы. Техника выступает как материальный носитель информации о концептуальном модельном мире.

Техника хранит еще нераскрытые закономерности и законы природы. Сегодня мы говорим лишь о гипотезах строения и развития технических объектов. Таким образом техника образует специфический, относительно самостоятельный класс общественных явлений, что в свою очередь позволяет ставить вопрос о существовании соответствующего специфического класса законов и закономерностей, которые свойственны технике и не относятся к другим общим законам [25].

Всякий объективный закон носит необходимый характер: закон, закономерная связь всегда являются в то же время необходимой связью, которая, в отличие от случайной связи, при наличии определенных условий, неизбежно должна иметь место. Но в то же время объективный закон относится не к отдельному объекту, а к совокупности объектов, составляющих определенный класс, вид, множество, определяя характер их "поведения". Следовательно, есть основания ставить вопрос о существовании оснований, общности единых законов техники. Общность определяется следующими пара-



Компьютер для рабочего

метрами: общностью свойств, сил и законов природы, лежащих в основе техники; общностью закономерностей развития материального производства и зависящих от него условий социальной жизни; общностью биологических и социальных потребностей человека, орудиями, удовлетворению которых служит техника; общностью развития человеческого познания, принципов и закономерностей технического творчества; общностью вытекающих из всех этих факторов требований к функциям технических средств и их формам.

Используя богатый опыт ученых естественников, вопросами выявления законов в технике занимались Ю.С. Мелешенко, А.Ф. Каменев, А.И. Половинкин и многие другие. В настоящее время законы строения и развития технических объектов находятся в ранге гипотез, т.е. для перевода их в ранг законов необходимы еще дополнительные исследования.

В качестве примера приведем несколько исследуемых сегодня законов-гипотез, несущих в себе концепты знаний о развитии и строении технических устройств: закон прогрессивной эволюции техники; закон соответствия между функцией и структурой; закон стадийного развития техники; закон симметрии технических объектов; закон корреляции параметров однородного ряда технических объектов; закон гомологических рядов; закон расширения множества потребностей - функций.

Таким образом, техническим объектам присуща концептуальная функция, всестороннее раскрытие содержания которой представляется самостоятельной научной задачей.

Информационно-коммуникативная функция

Человек изготавливает не единственный предмет, этих предметов производится множество как одним членом сообщества, так и всем сообществом людей. Человек, намеренно применяющий орудия, неизбежно оценивает свое действие и воздействие, он наблюдает за его эффективностью и совершенствует орудие. И хотя первоначально это был процесс медленный, длившийся десятки тысяч лет, но все же, это процесс изменения, становления и материализации новых идей и замыслов. Каждое изделие человека есть еще и система знаков, несущая в себе огромную и доступную практически всем членам сообщества информацию как об идее, замысле, так и об их материализованной форме. Наличие этой многоаспектной информации в сообществе мыслящих людей и становится с течением времени основой выработки навыков, совокупности определенных умений создавать вещи путем преобразования природного материала.

По своей природе техника интернациональна, она призвана обслуживать все человеческое общество. Различные технические средства, устройства создаются как международными, так и национальными коллективами, поэтому техника является носителем определенных национальных черт, выраженных в различных подходах к ее разработке, используемым материалам, различных технологических процессах, особенностях обслуживания и эксплуатации.

Техника становится носителем информации об обществе, его менталитете, уровне материального и интеллектуального развития [26]. В то же время сами технические устройства представляют собой специфическое средство общения людей, средство объединения, коммуникации людей. Ярчайшим примером проявления данной функции является компьютерная, электронно-вычислительная техника, которая связала наиболее активную творческую часть человечества, дала ей единый язык компьютерного общения. Автомобилистроение также сильнейшим образом влияет на информационное развитие общества. Нет смысла приводить примеры, они все хорошо известны, однако использование этой функции, знание ее, постоянная память о ней у разработчиков, создателей технических устройств во многих случаях отсутствует. Это приводит к снижению ответственности при создании изделий, как правило, к ухудшению их качества и характеристик.

Воспитательная функция

Воспитательная функция проявляется в том, что для практического применения объектов техники требуются, во-первых, определенные навыки и, во-вторых, соблюдение правил обращения с объ-

ектом. Например, для того чтобы выстрелить из лука, необходимо определенным образом взять стрелу, вставить тетеву в прорезь и т.д. Стало обычной нормой (перечень требований, закрепленных в нормативных документах - ГОСТ, ОСТ) к каждому устройству прилагать инструкцию по эксплуатации, хранению. Например, инструкции по эксплуатации пассажирского самолета и его краткое описание весят несколько тонн. Таким образом, общение человека с техникой регламентируется определенными нормами поведения, которые закрепляются практикой и переносятся с одних объектов на другие. Следует отметить, что некоторые объекты, например, электронная техника, оптические устройства, вырабатывают у человека такие качества, как бережливое отношение, аккуратность, внимательность и даже логические способности.

Суггестивная функция

Отдельные объекты техники, особенно военной, техника в целом представляют собой специфическую форму внушения определенного строя мыслей и чувств и почти гипнотически действуют на человеческую психику. Например, сложные военные машины: самолеты, ракеты, танки и другие потенциальные носители огромной разрушительной силы нередко завораживают людей. Поэтому суггестивная функция техники давно используется для укрепления и завоевания власти [27]. Кто имеет в своем распоряжении технические средства и методы их применения, тот обладает властью, а властью всегда можно злоупотребить, используя ее для эксплуатации и подавления, для притеснения и войны, для обмана и манипулирования. Однако здесь речь идет не о специально технической, а об общечеловеческой проблеме, не о проблеме способа технического действия, а о цели технической деятельности. Ведь цели техники имеют внетехническую природу и, как все цели человеческой деятельности, могут быть и хорошими, и плохими.

Постановка надлежащих целей функционирования техники - не проблема техники, а проблема общественной структуры и формирования политической воли. Суггестия посредством техники является одним из инструментов тоталитарной структуры. Получение власти, укрепление и защита ее проводятся теми путями, которые дают максимальный эффект в сжатые сроки, и пути эти выбираются невзирая ни на какие морально этические нормы.

На заключительном этапе войны фашистские руководители "искали" супероружие, способное переломить ход войны. В тот период в Германии появилось множество "технических монстров". Как свидетельствуют наши летчики, испытания, проводившиеся немцами по созданию самолетов с реактивными пульсирующими двигателями, порой оказывали просто деморализующее действие, так как в воздухе с невыразимой скоростью проносились "бездвигательные" самолеты, издававшие страшный грохот, несвойственный существовавшим в то время летательным аппаратам.

Суггестия проявляется как на "макро-", так и на "микро" уровнях. Внушение отдельным индивидом окружающим мнения о его материальном положении или власти порой достигается весьма примитивным способом, например демонстрацией какого-либо объекта техники символизирующего положение человека или его власти в данной стране. Это может быть демонстрация дорогого спортивного автомобиля, личного самолета, спутникового телефона или беспроводного сетевого компьютера, уникальной системы пищевых и одновременно сканирующих устройств или чехмоданчика управляющего пуском баллистических ракет. Этот список можно продолжать довольно долго. Представляется, что каждая эпоха характеризуется своим набором предметов, объектов техники, способных внушать окружающим определенные чувства.

Эстетическая функция

Одной из специфических особенностей техники является ее способность вызывать в человеке чувство эстетического наслаждения, восхищения пропорциями, формой и не только от созерцания, но и от удобного, комфортного использования. Кроме того, довольно часто техника, безупречно функционирующая, оказывает сильное влияние на формирование в человеке данного эстетического чувства. Как



Су-27

правило, восприятие, первоначальное "знакомство" человека и устройства начинаются именно с установления эстетического "контакта". Неоднократно летчики-испытатели, профессия которых, как известно, связана с большим риском для жизни, отмечали в своих мемуарах тот факт, что хорошо летают только красивые самолеты.

Вопрос оценки техники с точки зрения эстетических категорий является одним из старейших философских вопросов, который пытались решить еще античные философы. Техника, созданная по законам красоты, с учетом законов красоты (законов пропорций, симметрии), способна формировать эстетические вкусы и потребности человека; целостно ориентировать человека на восприятие мира; пробуждать творческий дух, творческое начало в человеке и, что особенно важно, воспитывать в человеке навыки созидания с использованием эстетических категорий.

Гедонистическая функция

Эта функция техники проявляется в получении человеком наслаждения от взаимодействия с техникой, начиная от эстетического наслаждения и кончая чувством удовлетворения от выполненной посредством техники работы. Человек, участвующий в процессе создания техники, созидания новой материальной структуры, сложной и важной, испытывает творческие гедонистические чувства, причем они появляются не только у отдельных индивидов, но и у всего коллектива работников.

Подобные вопросы в сфере философии техники были затронуты М. Эйтом и А. Дюбуа-Реймоном. Оба автора стремились идентифицировать первоначальное творческое вдохновение в сознании инженера с тем, что происходит в сознании художника, представителя изящных искусств, пытаясь таким образом найти точки соприкосновения и элементы соотносимости инженерного и гуманитарного типов деятельности. Весьма характерно, что после того как были высказаны эти соображения, в научной литературе появились почти аналогичные утверждения о схожести воображения, творческого начала, удовлетворения от деятельности в технике и в сфере искусства. Характерным примером такого рода работ является "The Existential Pleasure of Engineering" (Экзистенциальное наслаждение, доставляемое технической деятельностью, 1974), а также ряд других работ С. Флормэна.

Анализируя десятки существующих определений техники, следует отметить их пользу, так как они в определенной мере отражают уровень научного и теоретического анализа и знания данной эпохи, определенные материальные, научные или социальные связи



Королевский Тигр



Царь-пушка

техники или ее культурный контекст. Однако, как нам кажется, любые попытки определения техники, оставаясь полезными, не могут отразить исчерпывающе природу техники. Причина этого заключается, прежде всего, в относительной неисчерпаемости самих возможностей техники и способности человека с помощью новых познавательных средств выявлять новые стороны, содержательные связи, возможности самой техники.

Поэтому целесообразнее всего выявить и охарактеризовать те или иные фундаментальные черты техники, без которых она немыслима ни как материальный, ни как социальный феномен.

В своем существенном влиянии на все сферы жизни общества техника породила множество новых ситуаций в различных сферах общественной жизни. Она изменила многие традиционные представления о нравственных и социальных ценностях, об ориентациях и принимаемых нами социальных и нравственных решениях.

Техника и техническая деятельность - важная, если не важнейшая, форма самовыражения и самореализации человека, его материального, духовного и нравственного самоутверждения. Только его деятельность в качестве техника должна контролироваться разумным началом в нем.

Вместе с тем мы не можем представить технику как совершенно самостоятельного агента истории и современности: она тесно связана с другими областями человеческой материальной и духовной деятельности, которые могут влиять на характер технической деятельности общества, а также на саму профессиональную техническую деятельность. Не говоря уже о социальной и политической структуре общества, которые, несомненно, во многом обуславливают характер технической деятельности и прогресса.

В последнее время внимание разработчиков перспективной техники все чаще обращается к историко-техническим работам. Это объясняется тем, что техника, диалектически развиваясь, постоянно усложняется, увеличивается трудоемкость получения новых, рациональных решений, и как следствие возрастает стоимость работ и изделий. Поэтому попытка осмысления как современного опыта, так и опыта предыдущих десятилетий позволяет надеяться на выявление методологии стратегического поиска путей развития сложных технических объектов (летательных аппаратов всех видов и типов), которые являются продуктами эволюционных и революционных этапов развития всей техносферы. ■

Литература

24. Волков Г.Н. Истоки и горизонты прогресса: социологические проблемы развития науки и техники. М., 1976. С. 56.
25. Фигуровская В.М. Формирование общей теории техники // Вопр. философии. 1981. № 8. С. 5-19.
26. Кудрин В.И. Введение в науку о технической реальности: Дис. в форме научн. докл. на соискание учен. степени д-ра филос. наук. СПб., 1996. С.36.
27. Hoffmann H. Raketenwaffen gestern, heute, morgen. Bonn, 1962.



НАУЧНО-ПРОСВЕТИТЕЛЬСКИЙ ФЕСТИВАЛЬ "КОСМОПОРТ"

Владимир Марьянович Витвицкий,
заслуженный работник культуры РФ,
член союза журналистов России

На территории Музея Московской железной дороги 12 и 13 апреля 2013 г. проходил научно-просветительский фестиваль "Космопорт". Девиз фестиваля "По рельсам к звёздам" очень точно отражает важнейшие направления инновационного развития отечественной экономики. Создание и развитие современных транспортных систем, и в первую очередь железнодорожного транспорта, обеспечивает не только существование единого экономического пространства страны, но и способствует успешному развитию большого количества смежных отраслей (современные материалы, системы связи, приборостроение, электроника, робототехника, топливно-энергетический комплекс и т.п.). Это же касается и развития космической отрасли. Таким образом, девиз фестиваля отражает как реальное обеспечение полета в космос - ракета к старту доставляется по железной дороге, так и обобщенное движение экономики страны к техническим вершинам.

Гости фестиваля имели возможность ознакомиться с различными робототехническими конструкторами, понаблюдать за действиями роботов и даже поучаствовать в их управлении, прослушать мини-лекции по задачам и проблемам современной космонавтики, ознакомиться с фотовыставкой "По рельсам к звёздам" и выставкой гравюр "Вселенная Средневековья" Андрея Пильгуна. Издательства

"Эксмо" и "Наука" представили литературные новинки на "космические" темы. Для посетителей были организованы астрономические наблюдения с помощью телескопов Московского астрономического клуба, работал мобильный планетарий. Интересная программа, хорошая погода и весеннее настроение сделали эти дни для посетителей незабываемыми.

Хочется выразить огромную благодарность организаторам фестиваля ОАО "РЖД", благотворительному фонду "Живой", Эйнштейн-центру и, конечно же, сотрудникам музея за организацию очень интересного и полезного мероприятия, а также выразить надежду, что такой фестиваль станет традиционным.



ХII МЕЖДУНАРОДНЫЙ ПРОМЫШЛЕННЫЙ ФОРУМ – 2013

МЕЖДУНАРОДНЫЕ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ ВЫСТАВКИ И КОНФЕРЕНЦИИ

19 - 22 НОЯБРЯ



ОРГАНИЗАТОР
Международный выставочный центр

ПРИ ПОДДЕРЖКЕ:
Государственного агентства Украины
по управлению государственными
корпоративными правами и имуществом
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

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 ВВЗ АГ» в Москве - ул. Полковая д.1, стр. 6 - 127010 Москва, Россия - Тел.: +7 495 221 83 68 - info@hermle-vostok.ru



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 - 2013)

В августе 1939 г., в преддверии Второй мировой войны, в СССР состоялась научно-техническая конференция представителей науки, промышленности и военных. На конференции обсуждались дальнейшие пути создания реактивного вооружения. Учитывая необходимость скорейшего получения на вооружение РККА новых видов военной техники, конференция отдала приоритетность порохом реактивным снарядам как наиболее отработанным в техническом отношении среди реактивных видов вооружения, показавших хорошие результаты при боевом применении в воздушных боях с японской авиацией во время военного конфликта в Монголии. И, надо сказать, в этом наши специалисты не ошиблись, эти снаряды стали основой для создания артиллерийской установки залпового огня - "катюши". Работы по жидкостным крылатым ракетам после ареста в 1938 г. Глушко и Королёва были практически прекращены, в связи с чем жидкостная ракетная тематика на конференции рассматривалась с авиационным уклоном: применять ЖРД, в основном, в качестве ускорителей полёта винтомоторных самолётов. Представляется интересным отметить, что о возможности использования в авиации такой комбинированной силовой установки ещё в 1932 г. упоминал Цандер в своей работе "Проблемы полёта при помощи реактивных аппаратов": *"Громадный опыт, который накопился в авиации, всё же заставит, надо полагать, человека летать сначала не на ракете, а на аэроплане, на котором ракета установлена наряду с двигателем, приводящим в движение воздушные винты"*. Вот так, прошло 7 лет, за эти годы столько было наработано, а вернулись к исходной позиции...



В.П. Фёдоров

Можно предположить, что решение конференции послужило основанием для продолжения работ по лётным испытаниям ракетопланера РП-318-1. В духе времени, двигатель ОРМ-65, разработанный для ракетопланера "враждебным и врагом народа" Глушко, был заменён на двигатель РДА-1-150 конструкции Л.С. Душкина. Первый и успешный полёт ракетопланера с включением ЖРД на высоте состоялся 28.02.40 г., пилотировал ракетопланер лётчик В.П. Фёдоров. В марте состоялось ещё два успешных полёта с работой ЖРД на высоте.

Эти полёты укрепили позиции перспективно мыслящих авиационных специалистов о возможности создания реактивных самолётов с использованием ЖРД в качестве маршевого двигателя. И весной 1940 г. в ЦАГИ состоялось совещание, на котором главные авиационные конструкторы получили научно-техническую информацию об энергетических и эксплуатационных характеристиках силовых установок с реактивными двигателями. А в июле 1940 г. Комиссия Обороны при СНК СССР утвердила правительственное Постановление о проведении работ по созданию самолётов с маршевыми реактивными двигателями.

Первые работы по этому Постановлению начались в НИИ-3, где под общим руководством А.Г. Костикова приступили к разработке истребителя-перехватчика (проект "302"), имеющего разгонный ЖРД и 2 маршевых ПВРД. Разработкой планера самолёта занимался М.К. Тихонравов, конструкцией двигателей Л.С. Душкин - ЖРД и В.С. Зуев - ПВРД. После начала Великой Отечественной войны проект "302" решением Государственного комитета обороны (ГКО) получил статус особо важного задания. Однако трудность



Проект "302"

с отработкой ЖРД и особенно ПВРД не позволяли создать самолёт в установленные ГКО сроки. Попытка Костикова заменить ПВРД на ЖРД не привела к выполнению сроков создания самолёта, при этом его характеристики по продолжительности полёта существенно ухудшились.

Для выяснения причин невыполнения особо важного задания в феврале 1944 г. работало две комиссии: одна под председательством заместителя Наркома авиапрома А.С. Яковлева, другая - академика С.А. Христиановича. Комиссии признали продолжение работ по проекту "302" бесперспективным и по их предложению этот проект был закрыт. Его руководитель Костиков в марте 1944 г. был арестован, ему инкриминировали "популярную" в те годы статью 58 УК.

В некоторых мемуарах утверждается, что Костиков был арестован не столько за срыв срока сдачи самолёта по проекту "302", сколько за невыполнение обещания, данного лично Сталину создать перехватчик в короткие сроки. Нарушение подобных обещаний квалифицировалось как "обман вождя" и виновные несли строгое наказание. Как оно было на самом деле - не важно. Для Костикова в этой истории главным стало то, что его "дело" до суда доведено не было. 28.02.45 г. Нарком ГВ СССР В. Меркулов утвердил подготовленное следователем постановление о прекращении следственного дела и освобождении арестованного А.Г. Костикова из-под стражи, т.к. *"вражеского умысла в действиях А.Г. Костикова не установлено"*. В связи со снятием обвинения Костикову восстановили воинское звание и сохранили все его награды. Обретя сво-



А.Г. Костиков

боду, Костиков в "свой" НИИ не вернулся и реактивной авиацией больше не занимался, в декабре 1950 г. умер в возрасте 51 года.

Для завершения изложения информации о создании истребителя-перехватчика по проекту "302" необходимо отметить, что Л.С. Душкин продолжил разработку для боевых самолётов ЖРД с ТНА, турбина которого работала на генераторном газе, получаемом от сгорания в газогенераторе основных компонентов топлива (азотная кислота и керосин) с балластировкой газа до нужной температуры водно-спиртовым раствором. Конструкция этих двигателей не имела принципиально новых, не известных ранее конструкторских решений, в связи с чем рассматривать её не будем.

В те же годы, параллельно с работами по проекту "302" создавался ещё один истребитель-перехватчик с маршевым ЖРД. В начале 1941 г. два инженера из авиационного ОКБ В.Ф. Болховитинова - А.Я. Березняк и А.М. Исаев - "заболели" идеей создания реактивного самолёта. И началось это "заболевание" со знакомства Березняка с работой на стенде ЖРД Д-1-А-1100, создаваемого в НИИ-3 под руководством Л.С. Душкина. Так в инициативном порядке появи-



А.Я. Березняк и А.М. Исаев

лась идея создания реактивного ближнего истребителя-перехватчика, отсюда и его общеизвестное наименование БИ-1. По стечению обстоятельств аббревиатура функционального назначения самолёта совпадает с начальными буквами фамилий инициаторов его разработки и такая расшифровка сокращённого наименования "БИ" прочно вошла в литературу. Этому, вероятно, дополнительно способствовало принятое в декабре 1940 г. Решение СНК СССР о присвоении самолётам наименования по первым буквам их главных конструкторов: А.Н. Туполев - "Ту", В.М. Петляков - "Пе", А.С. Яковлев - "Як" и т.д. Только вот ни Березняк, ни Исаев в ту пору по своему производственному статусу не достигали до присвоения самолёту наименования по начальным буквам их фамилий.

Свой замысел создания самолёта БИ-1 друзья доложили "шефу", но В.Ф. Болховитинов отказал включить эту работу в план ОКБ. В то же время он пообещал не мешать желающим заниматься новым проектом в свободное от основной работы время.

В разработке нового самолёта главной трудностью являлось создание двигателя с турбонасосной подачей топлива. Учитывая "туманность" ситуации, Исаев, а он взял на себя ответственность за двигательную установку самолёта, принял кардинальное решение - вместо насосной подачи топлива применить давно и хорошо известную вытеснительную систему. Проигрыш в массе баков должен был окупиться выигрышем во времени создания двигателя и, соответственно, всего самолёта. Расчёт новой топливной системы самолёта Исаев завершил в ночь начала Великой Отечественной войны.

В результате получился лёгкий истребитель с маршевым двигателем. Авторы проекта смущало только непривычно высокая "прожорливость" двигателя. Максимальное количество топлива (азотной кислоты и тракторного керосина), определённое из условий общей грузоподъёмности самолёта БИ, позволяло работать двигателю на номинальном режиме тяги 1100 кгс в течение не более 3 мин. Для винтомоторного самолёта этого времени хватает только взлететь и начать набирать высоту. Но в данном случае по предполагаемому авторами сценарию боевого применения истребитель-перехватчик БИ фактически был зенитной управляемой ракетой (ЗУР), в которой функции автоматической системы управления выполнял лётчик, и по-

этому самолёту БИ больше подходило бы название "Управляемая пилотом зенитная крылатая ракета многократного применения". Длинно? Но зато сразу получаешь полную характеристику летательного аппарата. Действительно, назначением БИ является противовоздушная оборона зоны важного наземного объекта. Самолёты постоянно находятся в режиме боевого дежурства и при визуальном обнаружении авиации противника стартуют для перехвата. Необычайно высокая приёмистость ЖРД, скорость полёта и, особенно, скороподъёмность позволяют БИ в кратчайшее время сблизиться с противником, атаковать пушечно-пулёмётным огнём и сразу же перейти на снижение планированием. По замыслу авторов проекта для проведения такого боевого вылета должно было хватить 3-х минут работы двигателя.

В первые же дни войны Болховитинов пересмотрел своё отношение к разработке реактивного перехватчика и, заручившись подписями на проекте самолёта двигателистов А.Г. Костикова и Л.С. Душкина, при содействии наркома авиапрома А.И. Шахурина представил И.В. Сталину проект скоростного истребителя-перехватчика с ракетным двигателем. Сталин одобрил проект и назначил крайне жёсткий срок его реализации. ОКБ Болховитинова перешло на казарменный режим работы. Планер самолёта построили довольно быстро, а отработка двигателя затягивалась. Вскоре от участия в доводке конструкции двигателя его разработчики устранились. Душкин, в соответствии с указанием Костикова, сосредоточился на создании ЖРД для самолёта по проекту "302". Отработку двигателя для БИ-1 взял на себя Исаев. После двух консультаций с В.П. Глушковым, находящимся в это время в заключении в Казани, Исаеву удалось довести работоспособность двигателя до состояния, пригодного для начала лётных испытаний БИ-1.

В первые же дни войны Болховитинов пересмотрел своё отношение к разработке реактивного перехватчика и, заручившись подписями на проекте самолёта двигателистов А.Г. Костикова и Л.С. Душкина, при содействии наркома авиапрома А.И. Шахурина представил И.В. Сталину проект скоростного истребителя-перехватчика с ракетным двигателем. Сталин одобрил проект и назначил крайне жёсткий срок его реализации. ОКБ Болховитинова перешло на казарменный режим работы. Планер самолёта построили довольно быстро, а отработка двигателя затягивалась. Вскоре от участия в доводке конструкции двигателя его разработчики устранились. Душкин, в соответствии с указанием Костикова, сосредоточился на создании ЖРД для самолёта по проекту "302". Отработку двигателя для БИ-1 взял на себя Исаев. После двух консультаций с В.П. Глушковым, находящимся в это время в заключении в Казани, Исаеву удалось довести работоспособность двигателя до состояния, пригодного для начала лётных испытаний БИ-1.

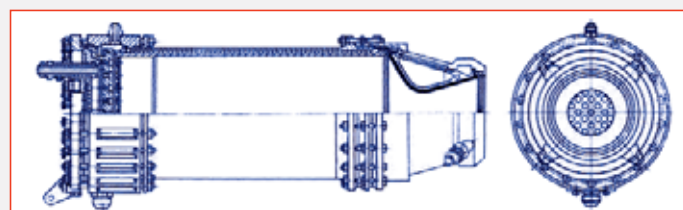


БИ-1

15 мая 1942 г. состоялся первый полёт реактивного самолёта БИ-1, пилотировал его лётчик-испытатель Г.Я. Бахчиванджи. Следующий полёт был осуществлён в сентябре 1942 г. Во время седьмого полёта по достижению скорости более 800 км/ч самолёт самопроизвольно перешёл в пике, лётчик не смог его вывести в горизонтальный полёт, в результате самолёт разбился, а лётчик погиб.

В ходе стендовой отработки и в процессе лётных испытаний группой конструкторов под руководством Исаева в конструкцию двигателя Д-1-А-1100 были внесены существенные изменения, направленные на повышение работоспособности и улучшение эксплуатационных характеристик. В конечном результате был разработан фактически новый двигатель, получивший обозначение РД-1.

В октябре 1944 г. двигатель успешно отработал в процессе нескольких полётов самолёта. Но кратковременность работы в режиме маршевого двигателя не позволила его использовать для оснащения боевых самолётов. К тому же, положение на фронтах войны к этому



РД-1

времени не требовало применения самолётов типа управляемой зенитной ракеты. Работы с двигателем РД-1 в этом направлении были прекращены.

Казалось бы, первый опыт создания Исаевым ЖРД оказался неудачным - его разработка не получила эксплуатационного применения. Но это чисто поверхностная оценка. Первый опыт - он тоже опыт и часто весьма ценный. В случае же с Исаевым этот "неудачный" опыт привёл в сферу создания ракетных двигателей талантливого, оригинально мыслящего конструктора, создавшего собственную школу и широкую номенклатуру образцов ракетно-космической техники.

Существенных успехов в применении ЖРД в авиации в годы Великой Отечественной войны добились В.П. Глушко и С.П. Королёв. Оба в 1938 г. были репрессированы, им инкриминировалась вредительская деятельность (статья 58 УК). Находясь в заключении в спецтюрьме НКВД, Глушко продолжал заниматься разработкой ЖРД для установки их на боевые самолёты. В январе 1942 г. он возглавил КБ в ОКБ-16 4-го Спецотдела НКВД СССР при авиамоторном заводе № 16 в Казани. В результате его обращения к руководству НКВД в ноябре 1942 г. в Казань из Омска был переведён Королёв, также находящийся в положении заключённого.

Под техническим руководством Глушко был разработан вспомогательный однокамерный двигатель РД-1 тягой в 300 кгс для установки на серийно выпускаемые самолёты для существенного увеличения скорости в решающие моменты полёта, а также для улучшения взлётных и высотных характеристик. Королёв в этом КБ возглавлял группу конструкторов, занимающихся интеграцией двигателя в конструкцию серийно изготавливаемых самолётов. В проведении этих работ консультативную помощь оказывал В.М. Мясичев, работавший в это время главным конструктором расположенного рядом авиазавода № 22, на котором изготавливались самолёты Пе-2.



В.М. Мясичев

Разработанный в течение 1942-1943 гг. двигатель РД-1 успешно прошёл государственные межведомственные стендовые, а затем лётные испытания в составе самолёта Пе-2Р и в 1944 г. был рекомендован к серийному изготовлению малой партией. После его модернизации в 1944-1945 гг. в части введения химического зажигания для повышения лётного потолка до 7000 м двигатель получил обозначение РД-1ХЗ (химическое зажигание) и был использован для установки на экспериментальные самолёты Пе-2Р, Ла-7Р, Як-3Р, Су-6Р и Су-7Р. В составе этих самолётов двигатель успешно прошёл войсковые лётные испытания.

Однако использование ЖРД в качестве вспомогательного двигателя-ускорителя винтомоторных самолётов не удовлетворяло потребностей ВВС, для боевой авиации требовался скоростной самолёт с маршевым ракетным двигателем. На основании успешных лётных испытаний самолётов с двигателем РД-1ХЗ НИИ ВВС разработало тактико-технические требования (ТТ) на создание трёхкамерного ЖРД с газотурбинным приводом насосов, подающих топливо в

камеру сгорания. Эти ТТ стали основой для выпуска 22.05.44 г. Постановления № 5846 ГКО, которым поручалось ОКБ-16 разработать автономный авиационный двигатель РД-3, ОКБ Яковлева спроектировать, а авиазаводу № 115 изготовить реактивный истребитель-перехватчик с двигателем РД-3. В развитие указанного постановления ГКО Наркомат авиапрома по согласованию с НКВД выпустил приказ № 370 от 30.05.44 г., которым ОКБ-16 обязывалось поставить на завод № 115 два первых экземпляра двигателей РД-3 к 1.03.45 г.

Разработка двигателя РД-3 велась на конструкторской базе двигателя РД-1. Отличительной особенностью конструкции нового двигателя являлось наличие газогенератора на основных компонентах топлива (азотная кислота и керосин), газовой турбины и насосов центробежного типа для подачи компонентов топлива.

Двигатель РД-3 имел три камеры тягой по 300 кгс каждая, конструкция камер позволяла располагать их как в едином блоке, так и раздельно в зависимости от требований конструктора самолёта. На максимальном режиме полёта работали все три камеры, при крейсерском полёте - работала одна камера, создавая тягу от 300 до 100 кгс. Продолжительность работы на номинальном режиме составляла не менее 10 мин. Время работы двигателя в полёте лимитировалось максимально возможным количеством топлива на борту самолёта.

Впервые применённый в составе ЖРД газогенератор на основных компонентах топлива был выполнен по схеме, разработанной Глушко в конце 30-х годов. Этот агрегат имел три последовательно расположенных камеры: зажигания (форкамера), сгорания и смешения продуктов сгорания с водой для получения требуемой температуры газа, поступающего на лопатки турбины.

Стендовая отработка газогенератора завершилась в конце ноября 1944 г., а 17 января 1945 г. состоялось первое огневое испытание двигателя РД-3. Оно прошло без замечаний и 31 января состоялось второе и последнее стендовое испытание этого двигателя. Дальнейшие работы были прекращены.

Такое решение стало следствием двух причин:

во-первых, малочисленный коллектив ОКБ-РД (так стало называться ОКБ под руководством В.П. Глушко, организованное после освобождения в конце июля 1944 г. со снятием судимости В.П. Глушко, С.П. Королёва, Д.Д. Севрука, В.А. Витки, Г.Н. Листа, Г.С. Жирицкого и др. заключённых из спецтюрьмы при заводе № 16 в Казани) был перегружен другими, не менее важными работами - завершением отработки РД-1ХЗ, лётными испытаниями самолётов с этим двигателем, разработкой РД-2, проектированием РД-10;

во-вторых, ведущие авиаконструкторы пришли к выводу, что ранее заданная номинальная тяга РД-3 в 900 кгс и продолжительность его работы в полёте около 10 мин. не соответствуют требованиям, предъявляемым к истребителям-перехватчикам образца 1945 г.

Однако фактически правильное организационно-техническое решение о прекращении работ с РД-3 было принято вопреки всё ещё действующим директивным документам - Постановлению ГКО и приказу Наркомата авиапрома. Подошли сроки окончания работ, указанные в этих документах, и Глушко пришлось оправдываться. В конце мая 1945 г. он направил объяснительную записку в Наркомат, в которой изложил вышеприведённые причины прекращения работ. О невыполнении постановления ГКО также пришлось давать объяснения, на этот раз Наркомату Госконтроля СССР. В тот период времени это была руководимая Л.З. Мехлисом серьёзная контролирующая инстанция, негативные выводы которой могли послужить основанием для судебного разбирательства или сурового административного наказания. Напомним, что за невыполнение назначенных ГКО сроков разработки перехватчика "302" в 1944 г. Костикова арестовали и против него было возбуждено уголовное дело.

Оправданием для Глушко была объективная бессмысленность продолжения работ по морально устаревшему техническому заданию ВВС. В это время авиация уже взяла курс на применение ВРД, идея использования ЖРД в качестве маршевого двигателя стало явно не продуктивной. Видимо эти обстоятельства и уберегли Глушко от наказания за невыполнение директивных документов. Что же ка-



РД-1ХЗ

сается применения ЖРД в авиации, то это была не окончательная точка, всего лишь произошёл перерыв до времени создания космических самолётов типа "Спейс-Шаттл" и "Буран".

Для завершения обзора работ по созданию в СССР ракетной техники в период до знакомства наших специалистов с разработками немецких учёных и конструкторов в этой области техники, следует отметить инициативное предложение Королёва о разработке двух пороховых ракет дальнего действия Д-1 и Д-2. Предложение было представлено осенью 1944 г. Наркомату авиапрома в форме предэскизного проекта. Предлагаемые ракеты имели следующие отличия: Д-1 - баллистическая, Д-2 - крылатая, стартовая масса у Д-1 - 1000 кг, у Д-2 - 1200 кг, максимальная дальность полёта Д-1 - 30 км, Д-2 - 75 км.

Кроме изложения технических характеристик ракет проект сопровождался предложениями по организации их разработки. Для реализации проекта предлагалось создать под руководством С.П. Королёва Специальное бюро по ракетам дальнего действия (Спецбюро по РДД), включив в состав Спецбюро часть коллектива ОКБ-РД, принимавшего участие в разработке под руководством Королёва конструкторской документации по интеграции двигателя РД-1ХЗ в конструкцию ряда самолётов, а также привлечь ряд специалистов в области ракетной техники, известных Королёву по его работе в РНИИ и НИИ-3. Эта часть предложений, по-видимому, и являлась главной идеей проекта, ведь пороховыми ракетами Королёв никогда до этого не занимался, но в случае принятия Наркоматом этого предложения у Королёва появлялась реальная возможность выйти из подчинения Глушко. Ответа на это предложение Королёв из Наркомата авиапрома не получил.

(Небольшая ремарка. В мемуарной литературе мне встречалось упоминание, что Королёв после освобождения из заключения в своих попытках обрести самостоятельность, а он в ту пору работал в ОКБ-РД заместителем главного конструктора Глушко, был готов возглавить КБ даже в системе НКВД. Думается, что авторов такого мнения ввело в заблуждение слово "специальное" в названии предлагаемого Королёвым КБ. Это слово в те годы обычно использовалось для названия КБ в системе 4-го Спецотдела НКВД. И если бы Королёв действительно хотел возглавить такое КБ, то ему нужно было бы обратиться в НКВД, а не в НКАП. Но зачем ему опять иметь дело с НКВД?)

Следующий этап развития отечественной жидкостной ракетной техники начался после знакомства наших специалистов с разработками немецких учёных и конструкторов в этой области техники. Точкой отсчёта этого этапа можно считать осень 1944 г., когда в НИИ-1 были доставлены фрагменты немецкой ракеты дальнего действия А-4 (Фау-2).

Этому событию предшествовало обращение британского премьер-министра У. Черчилля к И.В. Сталину 13 июля 1944 г., содержащее просьбу ознакомить английских специалистов с техническим оборудованием ракетного полигона, который был захвачен советскими войсками в Польше. Верховный Главнокомандующий, до этого обращения не проявляющий интереса к бомбардировке территории Англии немецкими ракетами, дал указание обратить на трофейное ракетное вооружение особое внимание.

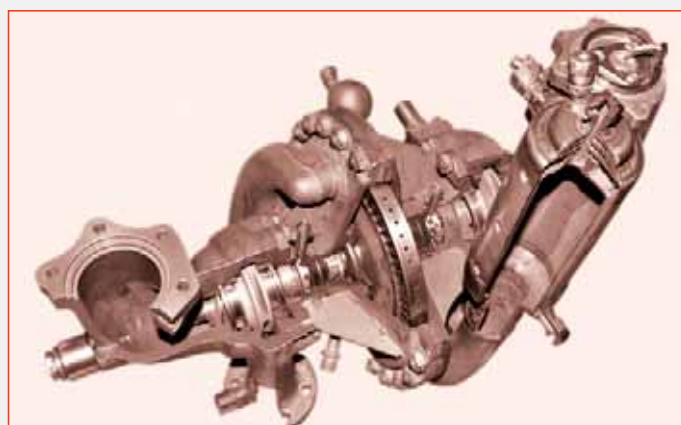
Первые образцы трофейной ракетной техники были обнаружены близ польского местечка Близны и осенью 1944 г. доставлены в НИИ-1 Наркомата авиапромышленности, где группа научных сотрудников в составе В.Ф. Болховитинова, А.М. Исаева, В.П. Мишина, Б.Е. Чертока, Л.А. Воскресенского, Ю.А. Победоносцева, М.К. Тихонравова по разрозненным фрагментам реконструировали общий вид ракеты А-4, воссоздали принцип управления полётом и её основные характеристики. Надо отметить, что результаты их расчётно-аналитической работы оказались близкими к реальным. И это притом, что ничего подобного ранее никто из них не только не видел, но даже представить себе не мог. О технической оценке двигателя А-4 и произведённом им впечатлении на наших инженеров можно судить по эмоциональной реплике В.Ф. Болховитинова: "Это то, чего не может быть!". А ведь Болховитинов среди наших главных авиаконструкторов считался одним из наиболее прогрессивно мыслящих инжене-

ров. И было чему удивляться, тяга однокамерного двигателя составляла 25 тс, в то время как наш самый мощный однокамерный ЖРД, разработанный Л.С. Душкиным для авиации, имел тягу 1,5 тс. Тяга двигателя А-4 обеспечивала дальность полёта ракеты 270...280 км с массой боезаряда около 1,0 т.

Результаты анализа характеристик трофейной ракеты показали, что в мире появилось новое грозное оружие. Ознакомившись с этими выводами, ГКО в первом квартале 1945 г. принял решение сформировать специальную группу инженеров и направить её в Германию для сбора и отправки в СССР образцов немецкой ракетной техники, оборудования и технической документации.



Двигатель ракеты Фау-2



ТНА двигателя ракеты Фау-2

Первая группа советских инженеров была сформирована из работников НИИ-1 и в апреле 1945 г., ещё до окончания войны, была направлена в Германию. В первых числах мая эта группа посетила Пенемюнде, бывший "Армейский испытательный центр", расположенный на побережье Балтийского моря. Главный центр разработки ракетной техники в Германии был основательно разрушен бомбардировками, но и его руины указывали, что размах проводившихся здесь работ превосходил даже самые смелые представления наших специалистов.

В середине июля 1945 г. после разграничения оккупационных зон наши специалисты прибыли в Тюрингию, где близ города Нордхаузена в штольнях горного массива Гарц располагался завод по производству ракет А-4. В конце войны эта территория была захвачена войсками США и до передачи её в советскую оккупационную зону американцы основательно поработали, чтобы в руки союзникам не попали изготовленные ракеты, их собранные фрагменты, техническое оборудование и техническая документация, вывезенная в Тюрингию из Пенемюнде. Вместе с ракетной техникой в американскую зону оккупации был вывезен и там интернирован практически весь научно-технический персонал, эвакуированный из ракетного центра Пенемюнде, а также работавший на заводе в Нордхаузене.

Ознакомившись с таким положением дел, наши специалисты пришли к выводу, что наиболее продуктивным является не формальное выполнение задания о вывозе трофеев, в данном случае остатков намеренно испорченного американцами заводского оборудования, а планомерный поиск и сбор спрятанной техники с последующим её изучением на месте с привлечением оставшихся в нашей зоне бывших работников подземного завода. Так в инициативном порядке Б.Е. Чертоком и А.М. Исаевым был организован институт "Рабе" ("Ракетен бай" - "Строительство ракет").

Продуктовые пайки и зарплата, выплачиваемая работникам института, быстро привлекли в голодной Германии 1945 г. бывших работников КБ Пенемюнде и завода Нордхаузен, не востребованных американцами при передаче территории в советскую оккупационную зону. Однако пришедший в институт "Рабе" контингент имел невысокую квалификацию, в основном это были представители среднего производственного звена. Но и этот состав помогал советским специалистам собирать, изучать, воспроизводить и испытывать ракетную технику.

Группы советских специалистов, направляемые в Германию, формировались соответствующими промышленными Наркоматами. В июле 1945 г. Наркоматом авиапрома во главе группы инженеров ОКБ-РД был направлен Глушко. В составе этой группы должен был выехать и Королёв, но он задержался в Москве в надежде принять участие в планируемом демонстрационном полёте самолёта с работающим ЖРД РД-1ХЗ на традиционном авиационном празднике в Тушино. Однако в 1945 г. праздник был отменён и Королёв добился включения его в состав группы, направляемой в Германию в сентябре по списку оборонного отдела ЦК ВКП(б). Так он попал в распоряжение председателя Особой правительственной комиссии генерала Л.М. Гайдукера. Ознакомившись с техническими характеристиками ракеты А-4 и оценив её перспективы не столько как образца нового вооружения, а как исходного образца будущей космической ракетной техники, Королёв в корне изменил своё отрицательное отношение к "бескрылым" ракетам. Кроме того, создавшееся положение позволило Королёву проявить свою энергию и незаурядный талант организатора, а также продемонстрировать опыт работы и знания в области ракетной техники, что давало основания рассчитывать ему на ведущее положение в будущей организационно-технической структуре по разработке и производству ракет в СССР. А что ракетостроение имеет огромные перспективы, Королёв не сомневался. И он использовал все имеющиеся возможности для выдвижения на первую роль среди командированных в Германию советских специалистов в области ракетной техники.

А такие специалисты с привлечением немецких инженеров успешно изучили трофейную технику под руководством В.П. Бармина, В.П. Мишина, В.И. Кузнецова и др. Однако не все восприняли новую методику освоения ракетной техники непосредственно в Германии, среди них были и некоторые руководители государственных органов в СССР. У них вызывало недоумение, что вместо вывоза из Германии промышленного оборудования, советские специалисты занялись восстановлением заводских цехов, испытательных стендов, станций по производству жидкого кислорода и т.д. Сформировалось подозрение, что попавшие в не подвергнувшуюся боевым действиям благополучную Тюрингию советские специалисты намеренно оттягивали свой отъезд в разорённый войной СССР. Для "изучения вопроса" на месте и принятия к нарушителям соответствующих мер в Германию выезжали руководители наркоматов и центральных партийных органов. В частности, в г. Леестен, где располагался действующий стенд для огневых испытаний камер ЖРД, приезжал зам. наркома авиапрома М.М. Лукин, а в Нордхаузен - зам. наркома НКВД генерал И.А. Серов.

Грозные инспекторы из Москвы разобрались с организацией работ по изучению ракетной техники, одобрили её и посоветовали "затвердить" у руководства страны. В начале 1946 г. руководитель Особой правительственной комиссии в Германии генерал Л.М. Гайдуков вместе с представителями промышленности, среди которых был С.П. Королёв, доложили секретарю ЦК партии Г.М. Маленкову и наркому вооружения Д.Ф. Устинову о проделанной работе, полученных первых результатах и предложили перечень дальнейших мероприятий, обеспечивающих комплексное освоение производства ракеты А-4 на территории Германии. Представленные предложения были одобрены. Генерал Гайдуков получил указание срочно приступить к их реализации. В феврале 1946 г. все ранее созданные советскими специалистами предприятия в Германии по типу "Рабе" были объединены в институт "Нордхаузен". Директором института назначили Л.М. Гайдукова, его заместителем и главным инженером - С.П. Королёва. В "Нордхаузен" вошли три завода по сборке ракет

А-4, институт "Рабе", завод "Монтания", занимающийся изготовлением двигателей для А-4, стендовая база завода "Форверк-Митте" в г. Леестене, а также завод в Зондерхаузене, специализирующийся на сборке аппаратуры системы управления. Централизованное руководство работами позволяло расширить и ускорить их проведение, обеспечить комплексное изучение всех ракетных систем А-4 и наземной инфраструктуры.

В институте "Нордхаузен" В.П. Глушко возглавил отдел по изучению двигателя А-4. В течение 1945-1946 гг. численность и личный состав отдела периодически менялся в связи с ротацией командированных в Германию специалистов казанского ОКБ-РД и других предприятий.

Двигательный отдел с августа 1945 г. по январь 1947 г. выполнил огромную работу: составлен список заводов, производящих ракетные двигатели и их составные части в Германии, Австрии и Чехословакии, собраны и систематизированы основные чертежи двигателя А-4, найдены и собраны из отдельных узлов несколько десятков двигателей. На различных заводах удалось разыскать технологическое оборудование и оснастку для изготовления двигателей, что позволило восстановить производственные цехи на заводе "Монтания" и вновь изготовить более 10 камер двигателя А-4.

Советские специалисты систематизировали собранную разрозненную техническую документацию, доукомплектовали её и подготовили к отправке в СССР. Практически был собран полный комплект документации, пригодный для ведения изготовления двигателей. Однако это не удовлетворяло советских разработчиков ЖРД. Среди собранных материалов не было основных документов, раскрывающих "кухню" создания двигателя А-4: методик расчёта теплопередачи, расчёта термодинамики и организации смешения газов в камере, газодинамики истечения газов из сопла и т.д. оставались неизвестными экспериментальные коэффициенты, уточняющие теоретические формулы. Работавшие вместе с советскими специалистами по восстановлению производства двигателя немецкие инженеры, техники, мастера и квалифицированные рабочие не могли оказать в этом помощь. По оценке Глушко *"...среди них не было ни одного, кто бы играл заметную роль в разработке двигателя, привлечённые кадры к самостоятельной работе не пригодны"*. Вся научно-техническая информация, содержащая методы отработки ЖРД вместе с "мозгами", создавшими двигатель, в это время находились за океаном, в США.

Период одновременной работы в институте "Нордхаузен" С.П. Королёва в должности зам. директора и В.П. Глушко в должности руководителя двигательного отдела породил некий исторический казус. В историко-мемуарной литературе указывается, что Королёв с 1942 по 1946 г. работал зам. главного конструктора КБ, которым руководил Глушко (документально - с конца 1942 г. по вторую половину 1944 г. - начальник конструкторской группы, а затем до августа 1946 г. - зам. главного конструктора). Этот факт "раздражает" некоторых почитателей Королёва и они приводят в "защиту" своего кумира встречный факт - Глушко тоже работал в подчинении у Королёва в институте "Нордхаузен". Об этом факте в ряде своих выступлений упоминал и мэтр истории нашей ракетной техники Б.Е. Черток. Однако юридического основания такое утверждение не имеет. Институт "Нордхаузен" был внесистемной организацией, об его учреждении нет ни постановления Совнаркома, ни решения ГКО. В связи с этим в трудовой книжке Глушко имеются следующие записи: в августе 1944 г. назначен главным конструктором ОКБ-РД, с июля 1945 г. по ноябрь 1946 г. находился в служебной командировке в Германии, в июле 1946 г., был назначен главным конструктором ОКБ завода № 456. Королёв тоже с сентября 1945 г. по январь 1947 г. находился в командировке в Германии - до августа 1946 г. как зам. главного конструктора ОКБ-РД, а затем как начальник отдела № 3 НИИ-88. Так что работа в "Нордхаузене" не имеет юридического обоснования. Но если кому-то хочется считать, что это не так, пусть считают, спорить и доказывать обратное не буду. В моём понимании работа Королёва в 1942-1946 гг. в КБ, руководимом Глушко, являлась своего рода игрою случая и не имеет какого-либо исторического значения, хотя по воспоминаниям работников каза-

нского периода Королёв заметно тяготился занимаемым им местом в КБ и он искал возможность получить независимость от Глушко.

Вернёмся к работам наших специалистов в Германии. При изучении конструкции и технологии изготовления двигателей А-4 их в первую очередь поразили размеры ЖРД и масштабы его производства. Тяга двигателя А-4 более чем в 40 раз превышала тягу разработанного в ОКБ-РД двигателя РД-2 тягой в 600 кгс. Столь же гигантская разница существовала в размерах стендового оборудования для поведения огневых испытаний. Однако искреннее удивление характеристиками двигателя и восхищение достигнутыми немецкими конструкторами результатами несколько поутихло после детального изучения конструкции двигателя. Они установили, что схема двигателя и конструкция его основных агрегатов не имеют принципиальной для них новизны, разве только применение третьего компонента для привода турбины ранее не рассматривалось в работах отечественных двигателистов. В то же время отдельные фрагменты конструкции в отечественном исполнении были более прогрессивны. Так, разработанная в ГДЛ конструкция оребрённого тракта проточного охлаждения более эффективна, а широко применяемые в СССР центробежные форсунки обеспечивают более совершенное смесеобразование, чем струйные распылители. Разработанное в ГДЛ и применённое в ОКБ-РД химическое зажигание более надёжно, чем пороховые "зажигалки", а применение теплозащитного покрытия внутренней стенки камеры сгорания не только улучшает её охлаждение, но и опосредованно повышает удельный импульс тяги путём обеспечения возможности повышения температуры газа в пристеночном слое.

Примеры можно продолжить, но они ни в коей мере не принижают огромного достижения немецкой науки и техники - создание двигателя А-4 явилось крупным шагом в развитии мировой ракетной техники. И хотя в военном отношении ракета А-4 практически не оказала серьёзного влияния на ход войны, в научно-техническом плане её создание стало выдающимся достижением немецких специалистов, получивших признание у специалистов всех стран, создававших впоследствии ракетную технику.

Напрашивается вопрос: почему при наличии прогрессивных конструкторских решений в СССР ограничились разработкой ракетных двигателей для авиации, а в Германии была создана ракета дальнего действия? Ответ содержит несколько положений:

1. Общий уровень научно-технического и промышленного развития Германии в 30-х - 40-х годах был выше, чем в СССР.

2. Работы по созданию жидкостного ракетного вооружения в Германии имели общегосударственный размах. В местечке Пенемюнде был создан центр по разработке ракет в составе КБ, исследовательских лабораторий и испытательных стендов, по его техническим заданиям работали университетские лаборатории, многочисленные машиностроительные и приборостроительные заводы, радиотехнические фирмы, включая "Телефункен", "Сименс", а также "ИГ Фарбениндустри", "Рейнметалл-Борзинг" и т.д.

3. Военно-политическим руководством Германии в плане подготовки реваншистской войны был сделан конкретный государственный заказ на разработку боевой ракеты дальнего действия, способной поразить Великобританию, расположенную на островах. Это было в духе традиционно-исторического отношения к заморскому соседу, выраженное в молитве: "Боже, покарай Англию!".

К перечисленным причинам успешных работ в Германии следует добавить ещё одну, оказавшую заметное влияние на уровень технических достижений в области ракетной техники в СССР. В моём представлении наши ведущие конструкторы не были внутренне готовы к созданию крупных жидкостных ракет, как баллистических, так и крылатых. Ими был выбран путь эволюционного развития ракетной техники, основанный на использовании имеющихся научно-технических и производственных возможностей того времени. Так, отсутствие приборов для системы управления послужило основанием для отказа в январе 1935 г. от дальнейших работ с "бескрылыми" ракетами, а в 1939 г. была прекращена разработка баллистической ракеты в КБ-7 из-за недостаточной дальности полёта (около 10 км) и малой массы боезаряда (существенно меньше 50 кг).

Технические характеристики ракеты А-4 не позволяли сомневаться советским специалистам в скором развёртывании работ в СССР по созданию аналогичного ракетного вооружения. В этом плане и велось изучение конструкторской и технологической документации, осваивалось изготовление на немецких заводах отдельных агрегатов, систем и ракет в целом. И они не ошиблись. 17 апреля 1946 г. группа авторитетных политических и военно-промышленных руководителей в составе Л.П. Берия, Г.М. Маленкова, Н.А. Булганина, Б.Л. Ваникова, Д.Ф. Устинова, Н.Д. Яковлева направила И.В. Сталину "Докладную записку об организации научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в области реактивного вооружения в СССР", в которой показали государственный размах в разработке этого нового вида оружия в Германии и предложили приступить вначале к копированию немецких образцов ракет дальнего действия и зенитных снарядов, а затем перейти к собственным разработкам, тем более, что в СССР имеется солидный отечественный задел в этой области техники. В результате этого обращения появилось историческое для отечественного ракетостроения Постановление, принятое СМ СССР 13 мая 1946 г. "Вопросы реактивного вооружения". Этим Постановлением был организован под руководством секретаря ЦК ВКП(б) Г.М. Маленкова комитет № 2 для организации работ по воспроизводству немецкой реактивной техники и дальнейшему созданию отечественного ракетного вооружения (комитет № 1 занимался вопросами создания атомной бомбы). В соответствии с Постановлением был организован ведущий отраслевой НИИ-88 (ныне ЦНИИМаш). В составе НИИ-88 функционировала



Подготовка к пуску Фау-2



Р-1 перед пуском

ло СКБ, начальником отдела № 3 этого СКБ в августе 1946 г. был назначен С.П. Королёв, его же назначили главным конструктором "Изделия № 1", так в целях секретности именовали первую отечественную жидкостную ракету дальнего действия Р-1, которая по требованию И.В. Сталина являлась копией немецкой А-4, изготовленной на советских заводах из советских материалов.

Это было разумное решение, т.к. позволяло не тратить время на разработку новой для отечественной науки и промышленности ракетной техники, а в кратчайшие сроки не только получить первые образцы ракетного оружия дальнего действия, но и, что было более важным, создать промышленную базу для производства ракетного вооружения, кооперацию науки и производства, организовать испытательный полигон для пуска ракет - словом, выстроить всю организационную структуру от разработки до эксплуатации боевых ракет дальнего действия. Правительственным Постановлением были рассмотрены все аспекты предстоящей работы для её успешного выполнения, на ключевые точки были назначены ответственные люди, хотя большинство из них и не имело опыта работы с ракетной техникой, но с энтузиазмом взялись за выполнение порученного им дела.

Однако имелись и "инакомыслящие", причём их критическое отношение к новому виду вооружения - жидкостным ракетам на безе трофейной Фау-2 - основывалось на патриотических чувствах и заботе об обороноспособности Родины. Некоторые бывшие фронтовики, знакомые с боевыми возможностями этого немецкого "чуда-оружия", скептически относились к ракетному вооружению из-за малой дальности и низкой точности попадания боезаряда А-4 в цель. Они считали, что бомбардировочная авиация в таком случае более эффективна. Другие критиковали неприемлемо длительную подготовку к "выстрелу" из-за использования жидкого кислорода, не устраивало военных и отсутствие возможности маскировать боевые позиции с установленными ракетами и расположенными вблизи хранилищами для жидкого кислорода. Было даже обращение одного генерала в ЦК партии, обвиняющего Королёва в стремлении завести вооружение Советской Армии в тупик. С точки зрения "текущего момента" критика была справедливой. Позиции этих патристически настроенных военных можно понять, исходя из их боевого опыта, и объяснить недооценкой перспектив развития ракет дальнего действия. Действительно, баллистические ракеты превратились в стратегическое вооружение только после того, как их стали оснащать ядерными боезарядами, их дальность полёта стала составлять 10 000... 14 000 км, точность попадания в цель укладывается в сотни метров, боеготовность, благодаря использованию долгохраняемого высококипящего топлива - несколько десятков секунд, ракеты "спрятаны" в шахтные сооружения, способные выдержать взрыв ядерного боезаряда. Но это будет позднее, а пока отечественное промышленное ракетостроение делало первые трудные шаги.

Не сразу удалось освоить новые технологии при изготовлении ракеты Р-1 на советских заводах, помогали советами немецкие специалисты, депортированные из Германии для помощи освоения производства ракеты А-4 и других реактивных систем. Лётные испытания ракет Р-1 начались в сентябре 1948 г., в ноябре 1950 г. ракета Р-1 была принята на вооружение.

Следующей разработкой в ряду ракет, создаваемых на базе трофейной А-4, стала ракета Р-2 дальностью 600 км. Основные конструкторские решения и технические характеристики, отличающие эту ракету от базовой А-4 - несущий бак горючего, отделяющаяся головная часть, увеличение тяги двигателя с 27 тс до 37 тс, усовершенствованы пневмогидравлическая и электрическая схемы и многое другое - были разработаны в 1946 г. во время нахождения наших специалистов в Германии. Они собирались начать

промышленное производство ракет в СССР с этого варианта, но И.В. Сталин решил по другому. К реализации "своего" проекта Королёв, Глушко, Пилюгин и др. приступили ещё до завершения работы по копированию ракеты А-4. После формирования в процессе изготовления Р-1 научно-промышленной кооперации разработка и производство ракеты Р-2 прошли существенно легче. Лётные испытания ракеты Р-2 начались в октябре 1950 г., в 1951 г. она была принята на вооружение.

Ракеты Р-1 и Р-2 хотя и назывались ракетами дальнего действия, по сути таковыми не были. В сложившейся международной политической обстановке после фактически начатой против СССР в 1946 г. "холодной войны" требовались ракеты дальностью в тысячи километров. Об этом заявляли военные, о низкой боевой эффективности Р-1 и Р-2 понимали и сами разработчики ракетного вооружения. Знакомство с достижениями немецких конструкторов сняло психологический барьер, и советские специалисты решились на "большой скачок" - разработку ракеты дальностью в 3000 км. В апреле 1947 г. состоялось обсуждение и было принято правительственное решение о развёртывании работ по созданию ракеты Р-3, имеющей дальность 3000 км, стартовую массу 70 т, массу головной части 3 т, тягу двигателя - 140 тс. Создание такой ракеты - действительно большой научно-технический скачок, но как совершить его "без разбега"?

В процессе разработки эскизного проекта объективно выявилась непреложная истина: модернизировать и усовершенствовать существующую конструкцию проще, чем создавать новую, с основными характеристиками в разы превышающими уже освоенные. Тем не менее, эскизный проект был разработан, и в декабре 1949 г. на НТС НИИ-88 состоялось его обсуждение. При обсуждении разброшенных мнений имел широкий диапазон. Рецензент А.А. Космодемьянский указал: "Обсуждение представленного проекта есть обсуждение дальнейших путей развития ракетной техники у нас в стране". Ему вторил тоже рецензент М.К. Тихонравов: "Нельзя рассматривать такой проект, как проект Р-3, вне перспектив дальнейшего развития ракетной техники". По проекту двигателя, представленного В.П. Глушко, двигателю А.М. Исаев заметил: "В результате получилась конструкция, которую вопреки уверению авторов невозможно признать технологичной и удобной для серийного производства". Ещё более негативно высказался представитель министерства обороны А.Г. Мрыкин: "Я должен заявить, что с точки зрения ГАУ жидкий кислород для ракеты Р-3 нас совершенно не устраивает. Мы настойчиво будем просить автора проекта двигательной установки заменить жидкий кислород на другой окислитель".

Оценивая с сегодняшних позиций разработанный проект ракеты Р-3, следует признать его сырым, такую ракету создать в лучшем случае было бы очень сложно, а объективно - она бы не получилась. После нескольких лет работы над конструкцией двигателя заявленной тяги было выявлено большое количество сложных проблем, присущих камере сгорания по типу немецкой конструкции и, более того, сам принцип, заложенный в основу такой конструкции, имел ограниченные возможности, т.к. не открывал путей дальнейшего существенного увеличения тяги двигателя и, особенно, удельного импульса тяги. По этому поводу Глушко писал министру М.В. Хруничеву: "Создание двигателя на 120-140 тонн тяги связано с решением ряда проблем, которые находятся на границе посильного современной науке и технике". Однако один из проблемных вопросов по совершенствованию конструкции камеры ЖРД получил техническое решение, которое создало возможность разрабатывать паяно-сварную конструкцию камер, способную выдержать внутреннее давление газов в сотни атмосфер. Это позволило, в свою очередь, создавать ЖРД тягой в сотни тонн с удельным импульсом тяги, близким по величине к теор-



Компоновка ракеты Р-2

ретическому. Созданные инженерами ОКБ-456 конструкция и технология таких камер стали фундаментальной основой отечественного ракетного двигателестроения.

Новые научно-технические проблемы появились не только у двигателистов. Результаты первых лётных испытаний ракеты Р-2 выявили ранее неизвестные особенности входа отделяемой боеголовки в плотные слои атмосферы. Эта проблема получила название "тепловой барьер". Так отделяющаяся головная часть стала для ракетчиков их головной болью.

Недостаточную готовность к созданию ракет дальностью в тысячи километров почувствовали и руководители отрасли и 4 декабря 1950 г. вышло правительственное Постановление, содержащее требования по разработке трёх научно-исследовательских тем: Н-1 - создание экспериментальной ракеты Р-3А для проверки конструктивной схемы ракеты Р-3; Н-2 - исследования для определения оптимальных и перспективных топлив для ракет дальнего действия. Название темы Н-3 приводится полностью, т.к. работы по этой теме ста-

ли основополагающими для развития ракетостроения в СССР: "Исследования перспектив создания ракет дальнего действия различных типов с дальностью полёта 5000 - 10 000 км и массой боевой части 1 - 10 т".

Над выполнением указанных тем в течение 2-х - 3-х лет работали десятки научных организаций и промышленных предприятий. Научно-исследовательская работа - это широкий поиск оптимальных решений, не связанный с обязательной последующей отработкой одного варианта, что давало возможность рассматривать любые, порою экзотические варианты схем и конструкторских решений. В результате были проведены широкие исследования и решены комплексные прикладные задачи по проектированию, а также в области аэрогазодинамики, материаловедения, прочности, баллистики, химии различных топлив, ЖРД, систем управления и т.д. Эти работы обеспечили успешное развитие в СССР баллистических ракет дальнего действия.

(Продолжение следует.)



БОРИСУ АЛЕКСАНДРОВИЧУ СОКОЛОВУ 90 ЛЕТ!



14 мая 2013 года исполнилось 90 лет со дня рождения крупного ученого, выдающегося деятеля ракетно-космической техники, специалиста в области ЖРД и энергетических установок Бориса Александровича Соколова.

После окончания в 1947 г. Московского авиационного института Борис Александрович работал в НИИ-1 ("Центр Келдыша"). С 1953 г. работает в РКК "Энергия" - ОКБ-1 и в настоящее время он - советник Президента РКК "Энергия". При его непосредственном участии и под его руководством проведен огромный объем исследований, направленных на совершенствование основных характеристик двигателей, включая надёжность, систему аварийной защиты, технологичность конструкции. За годы его творческой инженерной деятельности созданы три типа рулевых ЖРД для ракетноносителей, разработанных ОКБ-1, и шести типов ЖРД разгонных блоков, включая РБ ДМ. Общее количество запущенных космических объектов с его участием более полутысячи.

За свою плодотворную творческую деятельность Борис Александрович отмечен государственными наградами: Ленинской, Государственной и Правительственной премиями. Он, доктор техниче-

ских наук, профессор, Заслуженный деятель науки Российской Федерации, автор шести монографий, более двухсот статей и докладов, ста изобретений. Борис Александрович в отличной творческой форме, ведет активную педагогическую работу, являясь профессором кафедры "Ракетные двигатели" МГТУ им. Баумана и председателем Государственной аттестационной комиссии энергетического факультета МГТУ им. Баумана.

Дорогой Борис Александрович! Вы являетесь знаковой фигурой в отрасли и объединяете в творческом сотрудничестве специалистов разного уровня, старшее и младшее поколения ученых и инженеров. Ваши коллеги, друзья поздравляют Вас со знаменательной датой и желают Вам творческого долголетия.

Коллектив редакции журнала "Двигатель" присоединяется к поздравлениям и пожеланиям коллег юбиляра.



ТУРБУЛЕНТНОСТЬ СВЕРХЗВУКОВЫХ ТЕЧЕНИЙ (ПАМЯТИ Д.Д. ГИЛЕВИЧА)

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

Вот уже пять лет, как нет с нами первого Главного конструктора двигателей гиперзвуковых летательных аппаратов, Дмитрия Дмитриевича Гилевича. В такие даты мы, обычно, вспоминаем наследие, которое оставляют талантливые люди, подобные ему. Будучи великолепным конструктором, за плечами которого сверхзвуковая крылатая ракета "Москит", гиперзвуковая газодинамическая летающая лаборатория "Холод" и другие эпохальные создания, Дмитрий Дмитриевич был выдающимся ученым и педагогом. Он создал ряд направлений в газодинамической науке и воспитал большое число учеников. Гиперзвуковую лабораторию, которую он создал при Московском авиационном институте, можно ставить в ряд самых современных в мире "золотоносных рудников знаний". Студенты и аспиранты МАИ с благодарностью вспоминают имя профессора, подарившего им возможность пользоваться этим наследием. Дмитрий Дмитриевич, несмотря на свои правительственные награды и другие заслуги, всегда оставался простым человеком и был доступен каждому, желающему получить добрый совет и практическую помощь. Дмитрий Дмитриевич был великолепным другом, который в трудную минуту всегда придет на помощь и разрешит неразрешимые вопросы.

При проектировании и создании ракетных двигателей (РД), обладающих высокими значениями удельного импульса тяги и массовым совершенством, любой прогноз не обходится без привлечения газовой динамики. И хотя газовая динамика напрямую не связана с получением конечных интегральных параметров, она всегда проявляется в качестве граничных условий при расчетах теплообмена, прочности, энергетики и пр. В итоге, от качества выдаваемого с её помощью научного продукта (газового поля и др.) зависит точность предсказания выходных характеристик и в итоге надежность создаваемой конструкции. В определенном смысле газовая динамика является решающим звеном во всей цепочке разработки РД. В связи с этим, не вызывает сомнения важность создания таких математических продуктов, которые адекватно отражают особенности течения и описывают физическую сторону задачи в целом.

В настоящее время разработано большое количество газодинамических программ и даже целых комплексов по расчету сложных ситуаций, возникающих в процессе создания РД. Главное, что газодинамическая наука снабдила исследователей фундаментальными феноменологическими уравнениями, позволяющими эти программы создавать. За эти уравнения мы, потомки, сегодня должны быть благодарны таким гениям как: Даниил Бернулли, Леонард Эйлер, Джордж Стокс, Герман Гельмгольц и др. И мы должны аккуратно и трепетно распоряжаться тем наследием, которое они оставили. Всегда, прежде чем пользоваться этими уравнениями, нужно задать себе вопрос: "А не испорчу ли я их? Не выдам ли я свои преобразования за их оригинальные? Не выхолю ли я существо, что приведет к искажению той реальной картины природы, которой на протяжении веков они соответствовали?"

Наиболее всеобъемлющими в части учета параметров среды и условий течения в настоящее время считается векторное уравнение Навье-Стокса. Второе очень важное уравнение, полученное раньше, чем уравнение Навье-Стокса - это уравнение Эйлера. По структуре эти уравнения полностью совпадают за исключением двух членов, содержащих вязкость и сжимаемость. В связи с чем, уравнение Эйлера предназначено лишь для решения задач в предположении идеального газа.

Часто упоминаемые выше уравнения используются с излишней долей предположений и упрощений. Это приводит к получению искаженных значений скоростей и основанных на них последующих расчетов. Все эти допущения и упрощения делаются из-за больших трудностей при решении как уравнения Навье-Стокса, так и уравнения Эйлера. Эти трудности носят технический, а главное временной характер.

В данной работе предпринята попытка критического анализа уравнения Навье-Стокса применительно к сверхзвуковым (гиперзвуковым) течениям с целью его преобразования к виду, удобному для практических расчетов.

АНАЛИЗ МЕТОДОВ РАСЧЕТА СВЕРХЗВУКОВЫХ ПОТОКОВ

В настоящее время сложилась такая ситуация в ракетной технике, да в общем и в других отраслях (энергетике, авиационной технике, в корабельных дисциплинах и др.), когда дозвуковые течения в основном рассчитываются с помощью уравнения Навье-Стокса, а сверхзвуковые - с помощью уравнения Эйлера. Конечно, это не всегда так, но покажем, почему это принимается.

При расчете сверхзвуковых сопел (и других сверхзвуковых аппаратов) предполагается, что с увеличением степени расширения сопла $\bar{r}$ увеличивается скорость потока, а значит увеличивается и число Рейнольдса. Это эквивалентно тому, что если бы уменьшалась величина вязкости, число Рейнольдса также активно увеличивалось бы. Появилась идея: считать, что при увеличении степени расширения появляется эффект "исчезающей вязкости". Это так же равносильно тому, что пограничный слой тонкий. Другими словами, эффект появляется тогда, когда число Рейнольдса стремится к бесконечности. И действительно, на первый взгляд все говорит о том, что число Рейнольдса стремится увеличиваться: скорость растет, характерный размер растет, вязкость, которая в знаменателе, падает и только плотность ведет себя не так. Но обычно легкомысленно считают, что она сильно не повлияет. Проведем следующие выкладки. Распишем число Рейнольдса с учетом постоянства расхода через камеру и сопло

$$Re = \frac{\rho V d}{\mu} = \frac{G}{(\pi/4)d\mu}.$$

Разделим число Рейнольдса на аналогичное, но взятое в критическом сечении

$$\frac{Re}{Re_{кр}} = \frac{1}{\bar{\mu} \bar{r}},$$

где

$$\bar{\mu} = \mu/\mu_{кр} \text{ и } \bar{r} = d/d_{кр}.$$

После анализа большого числа термодинамических расчетов можно сделать вывод о том, что $\bar{\mu} \sim 1$, тогда

$$\frac{Re}{Re_{кр}} = \frac{1}{\bar{r}}.$$

То есть число Рейнольдса не может бесконечно увеличиваться. Оно имеет максимальное значение в критике. Да, оно растет в дозвуке, но падает в сверхзвуковой части сопла. И тогда предположение об эффекте исчезающей вязкости рушится. Другими словами вязкость при расчете сверхзвуковых течений обязательно надо учитывать.

Далее, используя уравнение Эйлера для расчета сверхзвуковых течений, часто игнорируется сжимаемость среды. Ведь она заложена в уравнении Навье-Стокса в последнем члене $(1/3)\mu \text{ grad div } \vec{V}$.

Что же остается? Решать уравнение Навье-Стокса в полной постановке и в сверхзвуке. Да, действительно, так пытаются делать. Но! Известно весьма ограниченное количество авторов, которые сделали это когда-то точно без упрощений. Например, В.А. Горяинов, решая задачу натекания на торцевое препятствие. Большинство авторов искренне выдают уравнения Рейнольдса за уравнения Навье-Стокса. В чем тут порок? В том, что уравнения Навье-Стокса искусственно превращены О. Рейнольдсом из феноменологических уравнений в статистические. "Распульсирование" ведущих членов уравнений справедливо лишь для скаляров - давления и плотности. Представление векторной величины скорости неправомерно. Об этом просто договорились, доверчиво принимая разработанные Рейнольдсом правила осреднения. Появление уравнений Рейнольдса в два раза увеличило количество неизвестных. Потребовалась многовековая кропотливая работа, чтобы замкнуть уравнения искусственно введенными эмпирическими моделями турбулентности. Все эти модели были получены в "холодной плосковоздушной" постановке с использованием термоанемометров.

Другими словами, турбулентность насильно затолкнули в уравнения Навье-Стокса. И далее встает вопрос: "А справедливо ли это, особенно, для условий сверхзвукового течения?"

Что же получается? Считать сверхзвук по программам, составленным на базе уравнений Эйлера неправильно, но и считать по уравнениям Рейнольдса тоже не правильно. Остается честно считать по уравнениям Навье-Стокса, либо дополнительно проанализировать физику данного процесса и уже на основании этого анализа записать другие, новые уравнения, которые эквивалентны уравнениям Навье-Стокса, но свободны от недостатков перечисленных выше уравнений.

РЕАЛЬНАЯ КАРТИНА ТЕЧЕНИЯ В ДВИГАТЕЛЯХ

Вывод уравнения Эйлера в те далекие времена проводился без учета реальных свойств газа, таких как сжимаемость и вязкость. Все было сделано для "идеального" газа. Ужесточение требований к уравнениям произошло позже, когда инженеры почувствовали реальное воздействие этих параметров при проектировании и создании промышленных установок. Так, например, в пароходостроении долго не могли объяснить, почему не хватает горючего для движения и почему пароходы останавливаются раньше, чем это показывали расчеты, сделанные на основе идеальных подвижных сред. Появление уравнений Навье-Стокса ознаменовало целую эпоху. У людей появился инструмент для расчетов. Исследования показали, что трение между слоями жидкости вносит свои особенности, а трение жидкости о стенку аппарата может серьезно воздействовать на его движение. Для простоты понимания великий немецкий ученый Людвиг Прандтль специально выделил пристенную область, назвав её пограничным слоем. После этого ни у кого не осталось сомнений, что выделение этой области с большим градиентом скорости из потока весьма рационально и полезно для практики. Позднее заметили, что эта тончайшая область может содержать ламинарный участок, непосредственно "прилипший" к стенке и турбулентный. Предполагалось, что течение в ламинарной области послойное и исключает наличие вихрей. Взаимодействие между слоями происходит только на молекулярном уровне. Характеристикой такого течения с благословения Исаака Ньютона стала физическая величина - вязкость. При увеличении чисел Рейнольдса пристеночный поток становился турбулентным, то есть в нем появлялись разного рода вихри. Известно, что в математической символике вихрь обозначается как $\text{rot } \vec{V}$. Другими словами, если $\text{rot } \vec{V} = 0$, то поток ламинарный, если $\text{rot } \vec{V} \neq 0$ - вихревой (турбулентный).

Понятно, что вблизи стенок поток всегда ламинарный, даже вблизи стенок сверхзвукового сопла. Внутри камеры сгорания поток в зависимости от числа Рейнольдса, как правило, турбулентный. Под словом турбулентность в данном случае понимаются все возможные ситуации: вращение, кручение, винтовые течения и т.д. В сверхзвуковой области - поток везде ламинарный (рис. 1 - 3). Ранее [1] уже было показано, что, начиная с критического сечения турбулентный поток переходит в ламинарный. Скорость в этой области и далее ста-

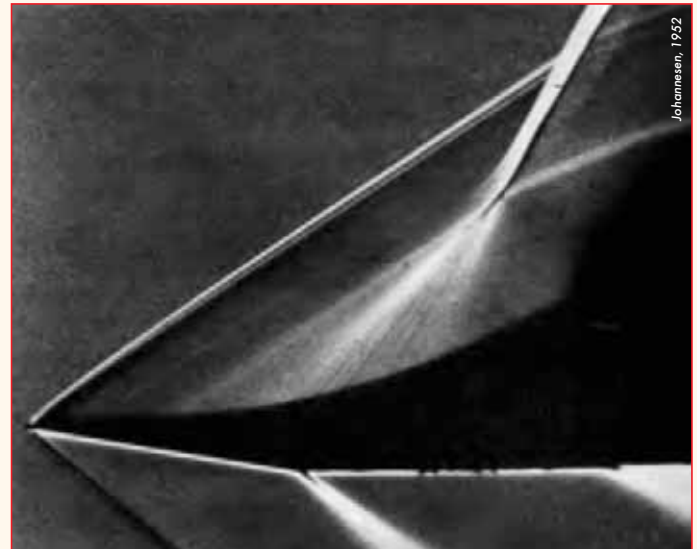


Рис. 1. Обтекание воздухозаборника ($M = 1,96$) с положительным градиентом давления



Рис. 2. Ламинарное обтекание плоской пластины (внизу), безградиентное течение при $M = 3$

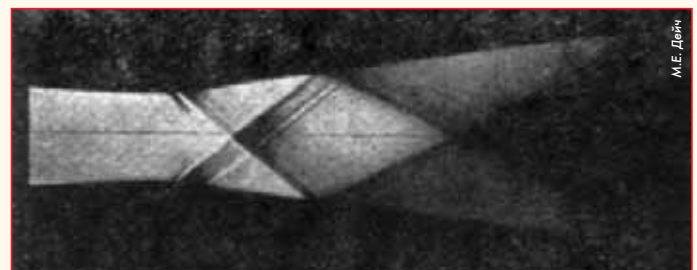


Рис. 3. Ламинарное течение в плоском сопле ($M_0 = 2,57$), с отрицательным градиентом давления

новится равной скорости звука и выше, а значит, она равна или больше тепловой скорости движения молекул газа на протяжении всего объема газа в сопле. Для иллюстрации на рис. 4 изображена схема течения в двигателе. Серая область в камере сгорания обозначает область турбулентного потока; синяя область вдоль стенок камеры и далее по всему сверхзвуковому объему - ламинарную.

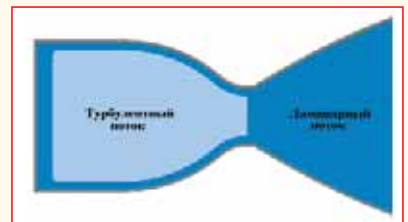


Рис. 4. Области течения реального газа в двигателе

Далее очень важно сделать следующее заявление. Оно достаточно логично и в разговорах газодинамиков между собой оно не вызывает споров. Однако в литературе четко этого не написано. Заявление гласит о том, что если две линии тока в сверхзвуковом потоке пересекаются, то возникает скачок уплотнения. Следовательно, обратные токи в сверхзвуковом потоке невозможны. То есть в сверхзвуковом потоке невозможно появление вихревых течений и всегда они будут в сверхзвуковом потоке равны нулю. Отсюда следует логичный вывод о том, что турбулентность в сверхзвуковом потоке отсутствует [2]. Это положение, которое было положено в основу дальнейших рассуждений.

ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЕ УРАВНЕНИЯ ДЛЯ РЕАЛЬНОГО СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА

Итак, основываясь на позициях о том, что уравнение Навье-Стокса учитывает правильно особенности течения реальных жидкостей и газов, проанализируем его с целью нахождения новых уравнений, отражающих основные свойства сверхзвуковых течений. По аналогии с [3] запишем уравнение Навье-Стокса в векторной форме

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

Раскрывая субстанциональную производную и лапласиан скорости, получаем

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial \tau} + \rho \text{grad} \frac{\vec{V}^2}{2} + \rho [\text{rot} \vec{V} \cdot \vec{V}] + \text{grad} p - \frac{4}{3} \mu \text{grad div } \vec{V} + \mu \text{rot rot } \vec{V} = 0.$$

Учитывая основное утверждение о невозможности существования в сверхзвуковом потоке вихрей, избавляемся от них

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial \tau} + \rho \text{grad} \frac{\vec{V}^2}{2} + \text{grad} \left(p - \frac{4}{3} \mu \text{div } \vec{V} \right) = 0.$$

Привлекая уравнение неразрывности

$$\frac{dp}{d\tau} + \rho \text{div } \vec{V} = 0,$$

избавляемся от дивергенции в последнем члене

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial \tau} + \rho \text{grad} \frac{\vec{V}^2}{2} + \text{grad} \left(p + \frac{4}{3} \mu \frac{dp}{d\tau} \right) = 0.$$

С целью адаптации данного векторного уравнения к условиям сверхзвукового сопла, запишем его в цилиндрических координатах (r, φ, z) . Для этого найдем коэффициенты Ламе

$$H_r = 1; H_\varphi = r; H_z = 1.$$

Тогда в скалярном виде система уравнений уже в осесимметричной постановке примет вид

$$\rho \frac{\partial V_r}{\partial \tau} + \rho V_r \frac{\partial V_r}{\partial r} + \frac{\partial \left(p + \frac{4}{3} \mu \frac{dp}{d\tau} \right)}{\partial r} = 0.$$

$$\rho \frac{\partial V_z}{\partial \tau} + \rho V_z \frac{\partial V_z}{\partial z} + \frac{\partial \left(p + \frac{4}{3} \mu \frac{dp}{d\tau} \right)}{\partial z} = 0.$$



Рис. 5. На 70-летию МАИ. Д.Д. Гилевич (в центре), его жена Ася Джалаловна и автор статьи

В векторной форме система преобразуется в уравнение, похожее на уравнение Эйлера

$$\rho \frac{d\vec{V}}{d\tau} = -\text{grad} \left(p + \frac{4}{3} \mu \frac{dp}{d\tau} \right),$$

причем в правой его части появляется новый член, учитывающий сжимаемость и вязкость. Очевидно, что новое уравнение справедливо для любого ламинарного течения и полностью удовлетворяет всем признакам реального сверхзвукового потока.

Литература

1. Ю.М. Кочетков. Турбулентность и звук. // Двигатель. № 4, 2006 г.
2. Ю.М. Кочетков. Турбулентность двухфазных течений. // Двигатель. № 2, 2006 г.
3. Г. Шлихтинг. Теория пограничного слоя. М. Наука, 1974 г.



ПКР "Москит"

ИНФОРМАЦИЯ: Разработка SpaceLiner продолжается

Исследователи из Немецкого Аэрокосмического Центра (DLR) разрабатывают гиперзвуковой лайнер SpaceLiner. Проект создания гиперзвукового лайнера SpaceLiner, был одобрен Евросоюзом и Европейским космическим Агентством еще в 2005 г.

Планируется, что SpaceLiner будет многогоразовым космолетом и сможет достигать скорости 24 140 км/ч (приблизительно 24 скорости звука), что позволит ему облететь земной шар за 3 часа.



Предполагается, что SpaceLiner доставит 100 пассажиров из Европы в США за 60 минут и 50 пассажиров из Австралии в Европу за 90 минут.

По словам разработчиков концептуального проекта SpaceLiner, для его реальной постройки в Европе потребуется около 25 лет. Создатели концепта надеются, что их гиперзвуковой самолет сможет транспортировать пассажиров в 2050 году.

На данном этапе, инженеры-конструкторы рассматривают высокоэффективные технологии, которые можно было внедрить в проект гиперзвукового самолета, изучают возможные варианты двигателей и траектории полета данного космолета.

Кроме всего прочего, инже-



неры работают над инновационной системой охлаждения и системой безопасности пассажиров и летчиков на борту этого гиперзвукового лайнера.

По словам представителей DLR, дизайн и форма самолета SpaceLiner до сих пор не определены и находятся в процессе разработки. Проект нуждается в финансовой поддержке инвесторов.

24 мая 2013

Ульяновск, Россия

Ил-76: вчера, сегодня, завтра Конференция поставщиков

- ✓ Место России на мировом рынке транспортной авиации: тенденции и пути развития
- ✓ Схема кооперации поставщиков ЗАО «Авиастар-СП»: требования к поставщикам и услугам
- ✓ Программы снижения издержек производства авиакомпонентов а также деловые встречи, экскурсии на авиапредприятия кластера, Гала-ужин

www.ul-76.ru



Сильный духом!



Авиационная
Столица России



Организаторы:

Авиастар-СП



При поддержке:

ОАК

Официальный партнер:

Авиаспорт

Официальный партнер:

Audi
АЦ Ульяновск

Официальный партнер:

МегаФон



К 100-ЛЕТИЮ ВЫПОЛНЕНИЯ "ПЕТЛИ НЕСТЕРОВА" - ПЕРВОЙ ФИГУРЫ ВЫСШЕГО ПИЛОТАЖА

19 апреля 2013 года в Москве состоялся Молодежный симпозиум X Международной олимпиады по истории авиации и воздухоплавания им. А.Ф. Можайского. Как всегда, Олимпиада проводилась Клубом авиастроителей и Академией наук авиации и воздухоплавания при поддержке Союза машиностроителей России. Но на этот раз Олимпиада посвящалась 100-летию выполнения "Петли Нестерова" – первой фигуры высшего пилотажа.

Напомним, что главная цель проведения Олимпиады по истории авиации и воздухоплавания - популяризация российской авиастроительной отрасли и привлечение молодежи к работе в авиации и авиастроении. Можно сказать, что цель эта достигнута, т.к. еже-

годно в отборочных турах Олимпиады участвуют сотни подростков (мальчиков и девочек), увлекающихся авиацией, из различных регионов России и ближнего зарубежья.

На симпозиуме были представлены историко-исследовательс-



Выступает победитель Олимпиады Максим Храмов



Из Казахстана на Олимпиаду приехал Данияр Нурсултанов

кие работы пятнадцати участников (победителей первого тура и региональных представителей) из России и Республики Казахстан.

В работе Жюри олимпиады приняли участие:

Доктор философских наук, профессор МПТУ им. Н.Э. Баумана, академик РАЕН, председатель жюри Н.Г. Багдасарьян; главный редактор журнала "Двигатель", член-корреспондент Международной инженерной академии А.И. Бажанов; подполковник морской авиации, летчик-истребитель, писатель, художник-иллюстратор, историк Л.М. Вяткин; доктор технических наук, профессор, действительный член Российской инженерной академии, вице-президент Общества "Знание" России Г.Г. Григорян; учитель Лицея № 1550 города Москвы, Лауреат конкурса "Грант Москвы" в области наук и технологий в сфере образования, автор курса "История авиации и воздухоплавания" А.В. Жиякова; Заслуженный летчик-испытатель СССР, Герой Советского Союза, писатель В.Н. Кондауров; кандидат технических наук, директор института новых образовательных технологий и информатизации РГГУ, профессор МАИ С.В. Кувшинов; учитель Лицея № 1550 города Москвы, Лауреат конкурса "Грант Москвы" в области наук и технологий в сфере образования, автор курса "Люди и судьбы российской авиации" В.А. Питерская; военный летчик-испытатель 1-го класса, профессор, академик ПАНИ, полковник-инженер, 101-кратная рекордсменка мира, Герой Социалистического труда, президент Академии им. П.К. Ощепкова М.Л. Попович; Заслуженный летчик-испытатель СССР, Герой Советского Союза, заместитель генерального директора по летным испытаниям ОКБ "Сухой" В.Г. Пугачев; кандидат технических наук, руководитель "Проблемной группы истории авиации" Института истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН Д.А. Соболев; Заслуженный летчик-испытатель РФ, космонавт-испытатель ЛИИ им. И.М. Громова У.Н. Султанов; военный летчик, авиажурналист, Почетный член Авиационного содружества "Свети Илия", Кавалер Почетного Золотого знака пилота ВВС и ПВО Армии Сербии Радмила Дмитриевна Тонкович (Республика Сербия).

Поддержать участников симпозиума приехали: руководитель Управления по работе со студентами МАТИ им. К.Э. Циолковского П.С. Герцев; президент Клуба авиастроителей, доктор технических наук, профессор Ю.С. Елисеев; директор Лицея № 1550 г. Москвы, Заслуженный учитель Российской Федерации В.М. Жияков; первый вице-президент Клуба авиастроителей, доктор технических наук, профессор МАИ, член Академии наук авиации и воздухоплавания В.И. Зазулов; генеральный директор ОАО "ГМЗ "Агат" В.Н. Корытов; президент Фонда им. М.Л. Миля Н.М. Миль; заведующий кафедрой ЛА Южного Федерального университета Г.С. Панатов и др.

Уровень докладов был очень высоким и достаточно равным, что несколько усложнило работу жюри, пришлось даже присуждать два третьих места. И это несмотря на то, что возраст участников симпозиума был от 13 до 19 лет. Тем не менее победителями X Олимпиады стали:



Президент Клуба авиастроителей Ю.С. Елисеев (слева) предлагает занявшим третье место Роману Ивахнову и Альбине Ахматяновой стать членами Клуба, которое они с благодарностью и приняли

1 место - Храмов Максим Анатольевич (доклад "Когда полетит гиперзвуковой самолёт?"), Ульяновск, Россия, 17 лет.

2 место - Шипилов Павел Александрович (Самолет и подводная лодка: совместимы ли они?), с. Сергеевск, Самарская область, Россия, 13 лет.

3 место - Ахматянова Альбина Альбиртовна ("Самолеты-пожарники - новая профессия гражданской авиации"), г. Уфа, Республика Башкортостан, Россия, 16 лет.

3 место - Ивахнов Роман Сергеевич ("Высший пилотаж: спорт или искусство"), г. Ленск, Республика Саха (Якутия), Россия, 15 лет.

Специальный приз Клуба авиастроителей "Приз зрительских симпатий", статуетку "Калибри", вручили Газутдинову Денису Инаровичу, г. Уфа, Республика Башкортостан, Россия - за первое место в рейтинге популярности на сайте олимпиады.

Призы для победителей X Олимпиады предоставили Союз машиностроителей России и Часовая компания "Romonoff".

Работа симпозиума транслировалась в сеть Интернет и по ходу Олимпиады можно было видеть реакцию виртуальных зрителей на происходящее в зале.

Время летит быстро, не за горами осень, которая даст старт очередному отборочному туру. Успехов Вам и до встречи на XI Олимпиаде!



Статуетку "Калибри" Денису Газутдинову вручает В.С. Гвоздев



С докладом выступает Павел Шипилов

"СТО ТЫСЯЧ НОВЫХ ТУПОЛЕВЫХ"

Правда бывает порою чиста,
Но никогда не бывает проста.
Оскар Уайльд

Окончание

© Валентин Анатольевич Белоконов, Москва, 2013
выпускник ФТФ МГУ/МФТИ, член Национального комитета по теоретической и
прикладной механике, академик Академии космонавтики

В соответствии с мартовской (1941 г.) оценкой ГРУ, в Кремле полагали о сосредоточении до 10 000 немецких самолетов Люфтваффе на границах СССР. И это – не считая 2–3 тысяч – у союзников: главным образом – финнов, румын и венгров. Правда было, по крайней мере, одно предвоенное донесение, что самолетов Люфтваффе у наших западных границ "всего лишь 6000" – якобы столько их должно быть по плану "Барбаросса" (в реальность которого Сталин не верил: мешал фиговый листок сентябрьского (1939 г.) советско-германского пакта "О границах и дружбе"). С некоторыми оговорками можно оценить парк германских ВВС середины 1941 года в 3109 боеготовых (из 4389 наличных) самолетов. Примечательно, что дефицит самолетов в "Люфтваффе" был настолько острым, что когда 27 мая вблизи берегов Франции англичане добивали линкор "Бисмарк" (55 тыс. т водоизмещения и 8 406-мм орудий главного калибра), ни один немецкий самолёт не был направлен ему на помощь. На сей факт в Кремле почему-то не обратили должного внимания. И ещё: против Югославии 6 апреля 1941 г. было брошено 243 пикировщиков Ju-87, а против нас 22 июня – 183 (см. в таблице). На Балканах не обошлось и без иных потерь, что заставило Гитлера на 4 недели отодвинуть начало исполнения "Барбаросса" – с радикальными последствиями...

О реально количественном соотношении ВВС сторон можно (пусть не исчерпывающим образом) судить по перечню, сопоставляющему более или менее аналогичные аэропланы, сосредоточенные с вражеской стороны по плану "Барбарос-

Германия		СССР	
Тип, конструктор, фирма	боеготовые/в наличии	Тип, конструктор	исправные/в наличии
Аналога нет с 1938 года		И-153, Поликарпов	2594/2893
		И-16, Поликарпов	3707/4262
Bf-109F, Мессершмитт	509/593	МИГ-3	889/1029
		МИГ-1	61/83
Bf-109 E, Мессершмитт	269/423	Як-1, Яковлев	184/235
		ЛаГГ-3, Лавочкин	36/38
Bf-110, Мессершмитт	163/223	Пе-2, Петляков	279/289
Ju 88, Юнкерс	467/572	СБ (АНТ-40), Туполев	3344/3714
Do 17Z, Дорнье	82/151	Ар-2, Архангельский	133/170
Ju 87, Юнкерс	183/273	Су-2 (АНТ-51), Сухой	268/332
He-111, Хайнкель	223/291	Ил-2, Ильюшин	57/57
Do 215, -217, Дорнье	≈30/40	ДБ-3ф (Ил-4), Ильюшин	808/987
		Як-2, Як-4, Яковлев	113/121
FW-189, Курт Танк, тактический разведчик	≈ 40/50 (?) производство развернуто с 1940/41 г.	ХАИ Р-10 Неман тактический разведчик	97/119 прекращено производство в 1940г.
Аналога нет		ТБ-3 (АНТ-6)	194/364 производство прекращено с 1938 г. по решению Туполева (1937г.) в пользу ТБ-7
He-177A, Хайнкель	0/≈30 (опытные, не на вооружении)	ТБ-7 (АНТ-42), Туполев В 1942 г. переименован в Пе-8	5/9 производству препятствовал имидж "вредительски сконструированного"
He-114, Хайнкель	9/9	ГСТ (аналог американской "Каталины")	14/18
Ju-52 3m, Юнкерс	≈250/300 (?)	ПС-84 Мясищев (аналог DC-3) + Г-2 (списанные ТБ-3) и не только	≈ 100/150

са" и поступившие на вооружение нашей стороны к тому же времени.

Здесь среди советских не фигурируют такие архаичные аэропланы – иногда эффективные разведчики Р- 5 (146/213), МБР-2 (620/761), РЗ (202/292), а также "истребители" И-15 (598/707), И-15бис (473/524). Нет тут и ильюшинских ДБ-3 и ДБ-3а (1024/1216) – как бы ночных, но (в начальственной панике) обреченных на бессмысленную гибель их ценнейших экипажей днём, когда действовали без сопровождения истребителей, как и ТБ-3...

Зря в Люфтваффе считали поликарповские И-153 и И-16 неконкурентоспособными истребителями, пусть даже их бронирование было минимальным, а скорость не превосходила 450...490 км/ч. Но очень маневренный (и даже высотный) биплан И-153 "Чайка", серийно производившийся в 1939–1940 гг., превосходил британский биплан "Глостер Гладиатор", не так уж плохо оборонявший важнейшую морскую крепость Мальту от "Юнкерсов" 87 и 88 в 1940 г.

Храбрость, мастерство и героизм не по приказу пилотов ВВС РККА неоспоримы, но нельзя отрицать немалую роль в той воздушной войне великопленного уровня освоения этих поликарповских машин и в производстве, и в эксплуатации. Поэтому не должны вызывать удивления следующие факты.

Лейтенант Егор Новиков, пилотировавший И-16 с июня по сентябрь 1941 года, сбитый и погибший 17.IX.41, успел с 25.VIII.41 сам сбить Me-110, два Ju-88, два Ju-87 и пять Bf-109. Герой СССР посмертно.

Неслучайность этого факта подтверждается аналогичными достижениями, например: старший лейтенант Иван Пилипенко, тоже воевавший только на И-16, но дольше – с августа 41-го по октябрь 42-го, сбил с 16.XI.41 по 02.X.42 не только один He-111 и четыре Ju-88 (три – в группе), один "не сбиваемый" разведчик FW-189 "Рама" (лично), но и четырнадцать (!) Мессершмиттов Bf-109, один из которых оказался пресловутым Bf-109F. В окрестностях села Михайловка пара наших И-16 одолела этот лучший немецкий истребитель 28.XII.41, который был "опознан" как мифический He-113... Объявлен Героем СССР посмертно.

Мало того, лейтенант Николай Полушкин, воевавший на И-153 с июня 41-го по август 42-го смог 19.VIII.41 лично сбить Bf-109F ("He-113") в районе селения Болтутино.

Разумеется, достижения тех, кто пилотировал МиГ-3, были посильнее. Ограничимся одним примером.

Капитан Петр Пилотов с июня 41-го воевал на МиГ-3. Он одним из первых сбил суперманевренный разведчик Курта Танка FW-189 (04.VII.41). Затем, с 11.VII.41 по 17.XII.41, смог одолеть шесть "He-113", то есть Bf-109F! Пересаженный на Р-40 "Киттихоук", а затем на Як-7, он за года полтора сбил еще три Bf-109G, два Ju-88 и по одному He-111 и FW-190. Стал Героем СССР.

Такие конфликты как гражданская война в Испании, японское вторжение в Китай и гитлеровский захват Чехословакии были глобально значимы, но их сочли разве что суррогатом мировой войны, скорее ее предзнаменованием.

Тем временем, властелины мира уже осознали, пусть каждый по-своему (кто прикидывал цели бомбежек, а кто - торговлю смертью), ключевую роль авиации.

Рост производства самолетов в 1939 г. к 1938 г.

Британия	в 2,8 раз (до 7940)
Франция	в 2,3 раза (до 3163)
США	в 1,62 раз (до 5856)
Германия	в 1,6 раза (до 8295)
Япония	в 1,4 раза (до 4467)
СССР	в 1,34 раза (до 10362)
Италия	от 1850 до 1750

Если симптомом качественного прогресса считать максимальную скорость серийного истребителя (здесь и далее с 1938 по 1939/40 гг.), то рейтинг становится таков: СССР с 380 до 444 км/ч. (Биплан И-153); для моноплана И-16 - с 460 до 490 км/ч. Италия - с 473 до 503 км/ч ("Маччи-Кастольди" С-200). Япония - с 470 до 533 км/ч ("Зеро" 6М). Франция - с 486 до 534 км/ч ("Девуатин" D-520). США - с 484 до 545 км/ч "Кертисс" Р-40. Германия с 470 до 555 км/ч (Bf-109E-1). Британия - с 557 до 572 км/ч (от "Спитфайра" I к II).

Между тем, летом 1939 года на антигерманских переговорах между командованием РККА и англо-французской военной делегацией, советская сторона твердо заявила, что готова выставить против Германии до "5500 боевых самолетов, из которых современная авиация составляет 80 % со скоростями: истребители - от 465 до 575 км/ч и больше, бомбардировщики - от 460 до 550 км/ч...". Этот блеф, правда, годился для разжигания ревности Берлина и его стараний прельстить Москву...

Реально, даже на 25 сентября 1940 года, в советских ВВС числилось 9748 истребителей. Среди них было бипланов И-15-бис 2142 шт., И-153 - 2665 шт. и монопланов И-16 - 4941 шт. Иными словами, максимальная скорость серийных советских истребителей заключалась в диапазоне 380...490 км/ч. Более скоростные истребители стали поступать на освоение ВВС лишь к концу 1940 года, хотя поликарповский скоростной И-180 могли бы запустить в серию к концу 1939 года.

Среди всех 7509 наших бомбардировщиков того же времени менее 1 % составляли ближние двухмоторные бомбардировщики-разведчики ББ-22 (Як-4) конструкции 33-летнего А.С. Яковлева - замнаркома авиапрома.

Удостоенная Сталинской премии, эта машина была произведена в 1940-41 гг. в количестве 201 шт., но в итоге отвергнута как бомбардировщик. Она была не столь удачной модификацией проекта гоночного самолета и практически не превосходила по комплексу

характеристик одномоторный ББ-1 (Су-2) одного из та-лантливейших учеников Туполева - Павла Осиповича Сухого (1895-1975). Стоит упомянуть и об уже летавших тогда пикировщиках СПБ Поликарпова и Пе-2 другого представителя туполевской школы бывшего эска Владимира Михайловича Петлякова (1891-1942).

...Осенью 1940 года, в подземном бункере в Берлине шёл глобальный спектакль "политика - грязный бизнес". Молотов всерьез зондирует намерения Гитлера и дальше делить со Сталиным ещё не завоеванные земли, которыми Великобритания пока владеет как частью Империи, либо контролирует (как сателлитов). Кстати, Берлин почти разгадал план Кремля "отмстить неразумным финляндцам", что могло спровоцировать жесткий ответ Лондона, и ... В Кремле должны были понимать, что атака Скапа-Флоу эскадрильями туполевских "103" неминуемо откликнется английскими бомбардировками.

И без донесений Кима Филби из Лондона в Кремле вполне могли сообразить, что, базирующиеся в Иране бомбардировщики "Веллингтон" фирмы "Виккерс" получают тут же приказ разбомбить наши кавказские нефтепромыслы и главную базу ВМФ СССР в Севастополе. Способность "Веллингтонов" достать и Москву вытекала из их максимальной дальности свыше 5000 км с бомбой в 908 кг. Наверняка имелись и агентурные сведения о полдготовке малой серии высотных "Веллингтон" МК VI, и ещё более новых "Варвик" с рабочим потолком до 13 км...

Немалой высотностью отличались и уже серийные американские "Боинги" В-17 "Летающая крепость", а также "Консолидейтед" В-24 "Либереитор", поставки которых в Британию начинались к зиме 1940/41 гг. Они бомбили с высоты 7,6 километров.

В Кремле спешили распорядиться, чтобы высотные перехватчики МиГ-1, а затем МиГ-3 получили "зеленую улицу" в испытаниях и серийном производстве. Это давало Сталину почти адекватный повод считать, что наша истребительная авиация начинает превосходить даже немецкую.

Как на особенность этого поразительного успеха подчеркивалась молодость и партийность главного конструктора - Артема Микояна, младшего брата виднейшего члена Политбюро ЦК ВКП(б). Тот факт, что Микояну позволили (или указали?) фактически присвоить исходный "Проект X" этой машины, тщательно скрывался. Сам же реальный автор этого проекта - "король истребителей" Н.Н. Поли-

	Як-4 (ББ-22) 1939 г.	Су-2 (АНТ-51) 1941 г.	СПБ 1939/40	Пе-2 1941/42
Моторы (л.с.)	2x1100 М-105	1x1700 М-82	2x1100 М-105	2x1100 М-105
Старт. масса, т	6,12...6,615	4,7	6,55...7,55	7,66...8,72
Крыло, м ²	29,4	29	42,93	40,5
Скорость, км/ч (на высоте, км)	458 (0) 533 (5)	486 (≅ 5) 450 (0)	459 (0) 520 (4,6)	452...434 (0) 540...515 (5)
Потолок, км	9,7	9,0...8,4	9,55	8,8
Макс. дальность, км (тонн бомб)	740 (0,4)	1190...1100 (0,4)	2200 (0,6)	1315...1250 (0,6)
Макс. бомбовая нагрузка, т (внутр.)	0,9 0,5 + (0,4)	0,6 0,2 + (0,4)	1,5 (1) 0,7 + (0,8)	1,0 0,4 + (0,6)
Стрелковое вооружение	2x7,62	6x7,62	2x7,62 1x12,7	4x7,62...2x7,62 + + 2x12,7
Ракетные снаряды	нет	10хРС132	?	нет
Произведено	201 (40-41 гг.)	837 (40-41 гг.)	< 10	11 202 (40-45 гг.)
Примечание автора	В Великой Отечественной войне нашел адекватное применение в качестве скоростного разведчика	Был эффективен и в роли разведчика. Имел хороший потенциал развития	Был ошибочно снят с серийного производства в пользу Пе-2	Был поспешно поставлен на серийное производство при опасных недоработках. Частично служил разведчиком и тяжелым истребителем

та застало туполевцев за предварительным проектированием варианта "103В" со шведовскими двигателями воздушного охлаждения (двухрядная звезда М-82).

Их КБ внезапно переподчинили Наркомату Авиапрома, то есть молодому наркому Шахурину. Теперь уже он, а не Берия курировал Туполева.

Станет ли известно, за счёт чьих непростых усилий произойдет превращение Туполева, столь недавно осужденного на 15 лет каторги, снова в "нормального" главного конструктора.

Многое оставалось неясным, особенно для тех туполевцев, которых ещё не помиловали. Так, ди Бартини ещё надолго останется эком, но иной, "своей шараги" в Таганроге. Не совсем ясно было и с Королевым, которому через несколько месяцев суждено попасть в ракетную шарагу Валентина Петровича Глушко... Их освободили лишь в августе 1944 г.

Туполев решил дать последней модификации индекс, соответствующий начальной букве слова *вера*: "103 В". Туполевцы этим давали понять властям, что продолжают работать не за страх, а за совесть, веря в окончательную нормализацию судьбы - свою собственную и своего КБ. Шахурин предоставил в их полное распоряжение недостроенный омский завод № 166, где пришлось не только вести ОКР, но и самим налаживать технологию серийного производства.

Глубока была вера, но не уверенность: Туполев не мог рассчитывать на прежний уровень своего влияния. С октября 1937 года за ним укоренился кремлевский ярлык "вредителя". И, вопреки секретному решению Президиума Верховного Совета, от Туполева как от наваждения нередко шарохаились очень нужные чиновники. Да и отношение Сталина к Туполеву в принципе оставалось как к отверженному. Но чиновники были обязаны подготовить авиапром к выпуску тысячи "103" в 1942 году. ВВС РККА также готовились принимать на вооружение Ту-2 с конца 42-го года. Иными словами, Туполеву предоставлялся шанс стать единственным Главным, совершенно новый самолет которого поступал в серийное производство в разгар войны. Все остальные наши самолеты поступали в производство перед войной, а затем модифицировались.

Немцев удалось чудом остановить под Москвой. Надолго ли? Сроки доработок Ту-2 не могли не быть ужасающе жесткими. Туполев был вынужден считаться с утратой былого влияния и "брал по козырек" под тяжестью таких указаний сверху, которые трудно не называть скудоумными и даже саботажными. Так, руководители заказчика (ВВС), изрядно деморализованные прошедшими чистками и предчувствием грядущих, вынудили Туполева изуродовать аэродинамику лучшего в мире самолета.

Под вероятным влиянием "немецкой школы", некто из ВВС требует добавить четвертого члена экипажа - ещё одного стрелка. Утяжелённая машина на этом теряет 200 км дальности, 20 км/ч максимальной скорости и около 1000 м потолка. Хотя и при этом остаётся лучшей в мире в своем классе.

Если бы чекисты оперативно предоставили и Туполеву, и ВВС информацию об успешных испытаниях многоцелевого британского "Москито", то судьба "103" возможно была бы более блистательной. Оборонительное вооружение целесообразнее... убрать вовсе. Это ещё более облагородило бы аэродинамику при снижении стартовой массы. Прирост скорости составил бы до 50 км/ч при потолке до 11 км и дальности ≈ 3000 км. Как и в случае "Москито" атака против наземных и морских целей в принципе эффективна при пологом пикировании на скоростях до 800 км/ч.

Нетрудно представить себе зависть Яковлева, тогда замнаркома авиапрома, ближайшего к Сталину советника по авиации. Яковлев "всплыл" в Кремле именно тогда, когда чекисты усердно "топили" Туполева (не без ведома Сталина). Так что возврат Туполева в ранг Главного в принципе не радовал его. А сенсационные испытания "103" тем более. Ибо при максимальной скорости 3-тонный "козырьной" Як-1... отставал от 10-тонного туполевского на 60 км/ч.

Так ли удивительно, что было решено лишить Туполева возможности использовать двигатель АМ-37 (1450 л.с.), под который проектировался АНТ-58, заменив его на сырой, хотя уже серийный, шве-

цовский М-82, мощность которого достигала 1700 л.с. Такая замена не просто требовала времени на доработку конструкции самолета в целом. Она знаменовала новый этап уродования его аэродинамики. Мотору воздушного охлаждения в принципе присуще повышенное лобовое сопротивление, в то время как формы АНТ-58 удачно гармонизировали с формами АМ-37. Это сочетание было оптимумом, гениально найденным в сотрудничестве аэродинамиков шараги и ЦАГИ. Искать новый оптимум не было ни сил, ни времени, ни прежнего энтузиазма. В панической обстановке масштабной эвакуации авиапрома, дефицита металла, станков, специалистов, а прежде всего - времени, главным была подготовка к серийному производству и фронтовым войсковым испытаниям.

Кстати, АМ-37, которым так гордился Микулин, уже тогда был готов к серийному производству. Тем временем, Микулин успел завершить разработку низковысотного АМ-38 (1665 л.с.), особо пригодного для штурмовика Ил-2. И, якобы, именно поэтому было решено не производить АМ-37 серийно, поскольку заводы будут загружены АМ-38, а затем АМ-38Ф (1750 л.с.). Но эта логика спотыкается. Полный тираж АМ-38 и 38Ф до 45-го года составил не менее 50 тысяч, в то время как было официально решено сделать 1000 "103", то есть Туполеву хватило бы около 4000 АМ-37, изготовление которых было вполне реальным и терпимым на тех же заводах, что делали АМ-38.

Увы, тогда Ту-2 с АМ-37 был бы "слишком хорош". А с чуждыми М-82 его скорость 530...550 км/ч становилась недостаточной для полетов без сопровождения истребителей, хотя по комплексу боевых качеств (тонная бомба в люке, сильное стрелково-пушечное вооружение, хорошая скоростная дальность) он был уникален.

Этот вынужденный спад скорости и требующие доработки иные дефекты (начиная с "раскрутки" винтов М-82) были умело кое-кем использованы для саботажа деятельности Туполева: 10 октября 1942 года Сталин распорядился прекратить внедрение Ту-2 в серию, хотя фронтовые испытания завершены ещё не были. Ими руководил (и даже противоуставно лично участвовал) командарм - легендарный шепилот ЦАГИ Михаил Михайлович Громов. Вспоминая через годы о своей оценке эффективности Ту-2, Громов зафиксировал таковую письменно: *"Ту-2 отличный самолет своей эпохи. Устойчив, прост и приятен в управлении. По боевым качествам превосходил все, что было в те времена. В этом убедился сам. С удовольствием на нем летал. 18.02.1979 г. М. Громов"*. Будучи осведомлен о решении Кремля, Громов рискнул пойти против парадигмы непререкаемости Вождя, направив не только Шахурину, но и лично Сталину отчет о благоприятном завершении войсковых испытаниях Ту-2 на Калининском фронте.

В цаговской наиболее авторитетной истории советской авиации 1994 года издания приведена следующая оценка: *"...хотя эта машина прошла с 13 сентября по 28 октября на Калининском фронте войсковые испытания с отличной оценкой, Народный Комиссариат не смог добиться отмены этого непродуманного решения"*.

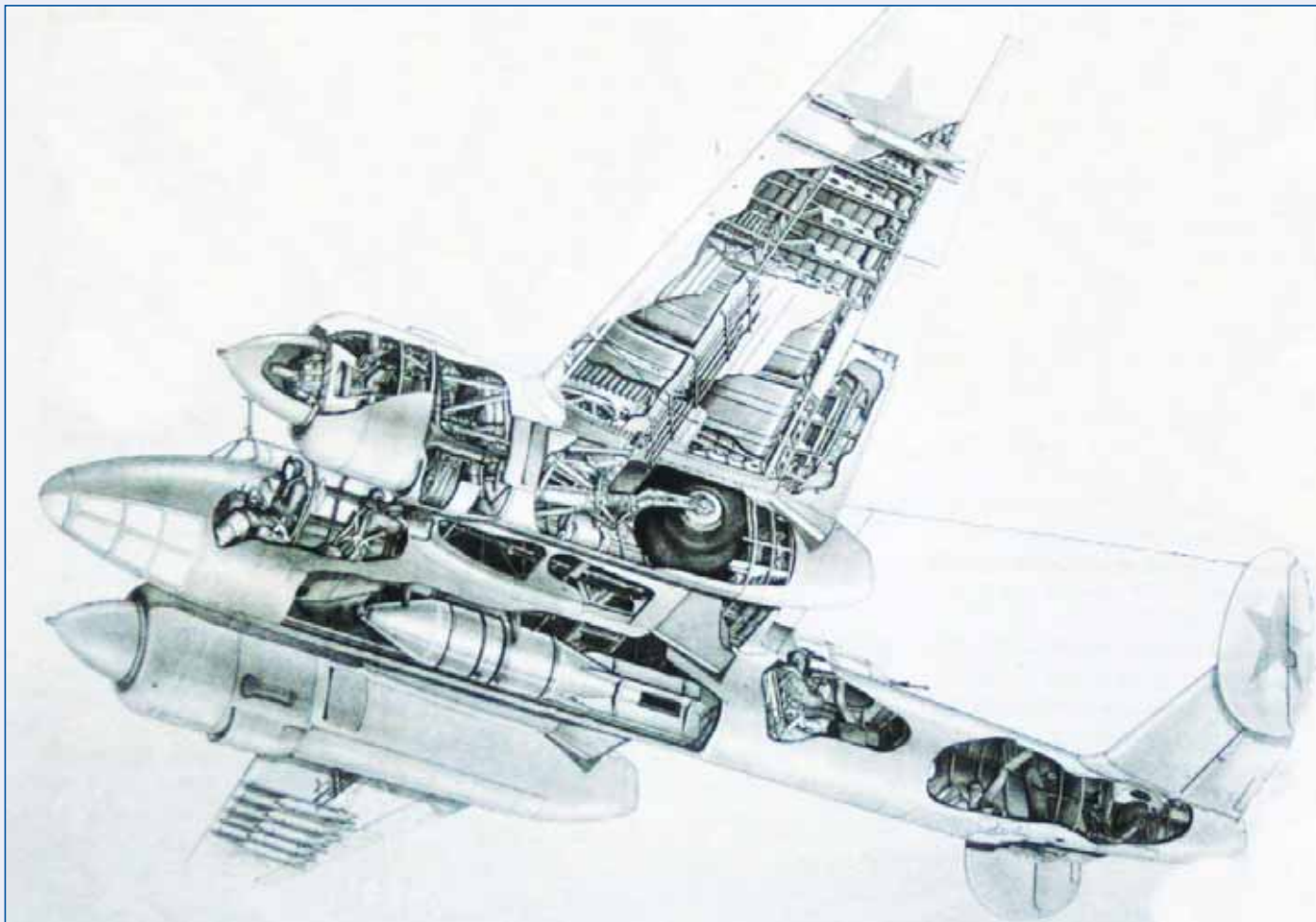
Шахурин пытался отстоять Ту-2, но добился только одного - сталинского окрика: *"Ты что, продался этому Туполеву?"* А омский завод № 166 был незамедлительно передан под серийное производство заурядных истребителей Як-9, якобы так срочно требуемых фронту.

В это самое время Сталин "выключивал" у Рузвельта и Черчилля побольше бомбардировщиков по ленд-лизу за счёт количества истребителей, которых, мол, хватает.

Ещё в переговорах новых союзных держав (Москва 29.IX.41.) о ленд-лизовских поставках в СССР англо-американской авиатехники, договорились: с октября 41-го по июнь 42-го ежемесячно присылать 300 истребителей и 100 бомбардировщиков, хотя Москва и настаивала на пропорции обратной: 300 бомбардировщиков и 100 истребителей... Небезынтересно, что за 1943 г. СССР получил по Ленд-лизу 1571 бомбардировщик, то есть 38,7 % от своих выпущенных тогда, а также 4569 истребителей, то есть 31 % от своих, выпущенных тогда же.

Поставляемые американцами "Бостоны" были несколько эффективнее наших новейших Пе-2, выпускаемых массово ($\approx 12\,000$ за войну), не говоря о преимуществах американских "Митчеллов" над Ил-4...

Ту-2 настолько превосходил Пе-2 (когда Ту-2 все-таки стал



Компоновка Ту-2 с тонной бомбой ФАБ-1000

серийным), что командармы ВВС старались обменять 5 штук Пе-2 на один Ту-2. Причины таких торгов достаточно просты, хотя судьба Ту-2 не столь проста. Прежде всего, почти очевидно, что это был единственный наш дневной бомбардировщик, способный нести тонную бомбу в люке.

Упомянутый отчет Громова заставил Сталина одуматься. Угроза очередной расправы над туполевцами имновала. Но это раскаяние Сталина не привело к срочному возобновлению серии Ту-2, хотя и обеспечило более или менее нормальный ход ОКР по улучшению машины.

Своеобразно учитывая ситуацию, Громов не замедлил выйти на Шахурину с инициативой обращения к Рузвельту запустить Ту-2 в серию на американском заводе в счёт ленд-лизских авиапоставок [частное сообщение автору в 1973 г.], причем не исключал применения американских двигателей...

Эта инициатива не нашла понимания в Кремле, где, видимо, считали недопустимым отправить в США создателей Ту-2 - недавних эзков. Кстати, гриф секретности этой машины внезапно возрос.

Счастье, что Громов за такую инициативу не был наказан. Мало того, если бы Громов категорически не похвалил Ту-2, его создателям вновь грозил бы "суд несправедливый". На возобновление серии Ту-2 ушел год. До конца войны советские ВВС успели получить около 600 таких машин, эффективность которых особенно явно проявилась при взламывании системы дотов "Линии Маннергейма" в Финляндии и мощных фортов в районе Кенигсберга, где немцам пришлось бороться с Ту-2, применив сверхновые перехватчики "Мессершмитт"-163В.

Серийный выпуск Ту-2 заново возобновили на московском заводе № 23 с конца 1943 г. после более чем годовичного (нелепого, если не сказать саботажного) перерыва. До января 1944 г. сделали всего 16 машин, а к 1945 г. - до 378 Ту-2С, выпуск которых за 1945 г. достиг 736 штук. Если в 1942 г. ВВС РККА приняли 79 машин с моторами М-82 и таких же 13 штук в 1943 г., то с АШ-82ФН было в 1944 г. принято 378 и 709 за 1945 г. К 1950 г. коли-

чество всех произведенных Ту-2 составило более 2 500.

За 1944 год, ВВС РККА получили 5 300 бомбардировщиков разных типов (в том числе по Ленд-Лизу). Было потеряно за этот год 3 200. Среди полученных Ту-2 составляли 378 машин, а потеряно их было 77. На каждый утраченный Ту-2 приходилось 465 самолетов-топлетов этой машины. Удельных потерь Ту-2 могло бы быть меньше, если бы немцы не задались целью "выкорчевать" Ту-2 из наших ВВС, а потому специально "охотились" на Ту-2.

С 1939 по 1947 гг. пройдена уникальная школа разработки не менее дюжины модификаций АНТ-58. Среди них особое место занимает тяжелый истребитель Ту-1 (АНТ-63П), летавший с марта 1947 г. Он первым из советских истребителей имел радар ("Гнейс-7") при пушках 2х23 + 2х45 мм и скорости 641 км/ч на высоте 8,6 км. Но в серию не пошел. Зато впоследствии стал серийным Ту-128.

Годовая отсрочка серийного выпуска крайне дефицитного Ту-2 была предпринята на фоне поразительного прогресса мирового самолетостроения. Здесь особо уместно отметить следующие признаки такового. В "отстающей даже от Америки" (по мнению сталинских информаторов 41-го года) немецкой авиации с 18 июля 1942 года летал двухмоторный газотурбинный многоцелевой Ме-262, приказ о серийном производстве которого последовал 5 июня 43-го. Этих 6,4...7-тонных машин (с номинальным вооружением четыре 30-мм пушки, развивающих до 870 км/ч горизонтально и 970 км/ч в пике) в 1944 году изготовили 568 штук. Да ещё 865 штук с января по апрель 45-го (это не опечатка: 101 штуку - непосредственно в апреле).

Симптомом авиационного будущего здесь явилась судьба Boeing B-29, задуманного изначально в качестве антигерманского терминатора и произведенного в 1944 году в количестве 2181 самолетов, каждый из которых мог нести в люке до 9 т бомб, будучи вооружен защитой: одной 20-мм пушкой да десятком 12,7-мм пулеметов. Скорость этой "Сверхкрепости" после сброса бомб достигала 576 км/ч на высоте 7620 м. Перегоночная дальность 9700 км. Истребителями сопровождения B-29 в лучшем

случае служили бы Р-51 "Мустанг", вооруженные шестью пулеметами калибра 12,7 мм и развивающие на такой же высоте ≈ 700 км/ч. Они были способны доставать Ме-262 разве что при их приземлении, но не в противоборстве.

Вызывает мало сомнений, что, узнав о налаженном в уже почти разгромленной "Великой Германской Империи" серийном производстве полужуравового Ме-262, американские стратеги вынужденно отменили сценарий европейского применения В-29, сосредоточившись на другом противнике - Японской "Империи самураев", уже почти лишенной серьезной ПВО. Принимая это к сведению, ВВС США отказывались от обильного оснащения В-29 оборонительным вооружением, оставляя лишь хвостовую точку.

Пройдет всего лет шесть и Москва пошлет на защиту Северной Кореи от армий "Сверхкрепостей" сотни МиГ-15 под началом трижды Героя Кожедуба. Общее число МиГ-15 (пушки 2х23 мм и 1х37 мм, скорость километров в час более, чем Ме-262), посланных в Корею, достигало ≈ 500 . Фурор, вызванный их эффективностью, с трудом поддается описанию, хотя американская историография отличилась здесь старательной контрпропагандой.

Разница конца Второй Мировой и войны корейской (1950-1953) глубже, чем может показаться. После реализации проекта "262" Вилли Мессершмитт спешно дорабатывал проекты околозвуковых истребителей "1101" и "1110". Первый уже воплощался в железе и стал американским трофеем. Именно этот проект и немецкие многолетние НИР и ОКР были, не без помощи пленных немецких ученых и инженеров, адаптированы старательными янки. В результате наши МиГ-15 встретили Sabre F-86, конструкция которых была далеко не чуждой Вилли Мессершмитту (1898-1978). У него был достойный соперник: Курт Танк, у которого были не только FW-190 и Ta-152, но и разработка околозвукового истребителя Ta-153, оказавшаяся ценнейшим трофеем чекистов.

Сознавая, каков его авторитет, Курт Вольдемар Танк (1898-1983) обратился в 1948 году лично к Иосифу Сталину с предложением быстро создать "лучший в мире истребитель" Ta-153...

По инициативе А.С. Яковлева, знавшего натуру Вождя, предложение Танка было отвергнуто, "поскольку Курт Танк вероятно стал агентом Запада"...

А дело шло к скандалу: по меньшей мере трое виднейших советских конструкторов с 1945 года адаптировали этот проект Курта Танка, и к 1948 году имели по результату: Як-30, Ла-15 и ... МиГ-15.

К началу Корейской войны, которую американские историки называют "суррогатом Третьей Мировой", МиГ-15 успел стать крупносерийным, а Ла-15, который неспециалист просто не отличит от общего вида Ta-153, был в не столь массовой, но войсковой серии. Як-30 был в доработке, отличаясь от Ла-15 и МиГ-15 большей скоростью и лучшей маневренностью. Двигатель МиГ-15 был удачной модификацией британского "NENE" (то есть РД-45), а на Ла-15 стоял британский "DERVENT" (РД-500 по-нашему). Оба двигателя - результат симпатии к Москве нового Лондонского лейбористского руководства, возглавлявшегося Эттли, с участием министра торговли г. Вильсоном, также социалистом. И это в 1947 году - вопреки известной "Фултоновской речи" Уинстона Черчилля, провозглашавшей начало "Холодной Войны между державами, разделенными железным занавесом".

Чтобы дать понять читателю, какое это имеет отношение к деятельности А.Н. Туполева, напомним, что к началу Корейской войны авиационный СССР уже осуществил развертывание крупносе-

рийного производства Ту-4, аналога "Super-fortress В-29", кое в чем улучшенного (например - пулеметы 12,7 мм были успешно заменены весьма эффективными 23-мм пушками). Таких произвели до 1953 г. более 1200.

Наивно думать, что узнать о носителе было сложнее, чем о самом изделии. Пользовались не только натурными экземплярами В-29. Год 1944: Вичита (Канзас). Здесь, где в день "клепают" до полудюжины этих машин, побывал некто (знаменитый Феклисов) и увёз полный багажник нужных документов.

Туполев скептически отзывался о крыле В-29. Оно оказалось хуже, чем у ТБ-7. Это дает повод упомянуть о немецком "конкуренте" "Боинга" В-29, крыло которого было совершеннее. Речь идет об уникальном "Мессершмитте" Ме-264, 45-тонный прототип которого (летал с 23.12.42 г.) был способен преодолеть 14 000 км с двумя тоннами бомб. Это соответствовало бы двум немецким позднее спроектированным урановым имплатионным А-бомбам. Другими "Amerika bomber" (A BOMBER) могли стать Ju-390, Ta-238 и Ta-400. Но Кремль предпочел и американский доставщик, и американскую А-бомбу массой 4,4 тонны.

СССР производил серийно другой аналог: А-бомбу, подобную той ("Толстяк"), которая разрушила в августе 45-го Нагасаки (хиросимский "Худыш" был неэффективен). Вскоре и эта А-бомба, и Ту-4 стали достоянием КНР.

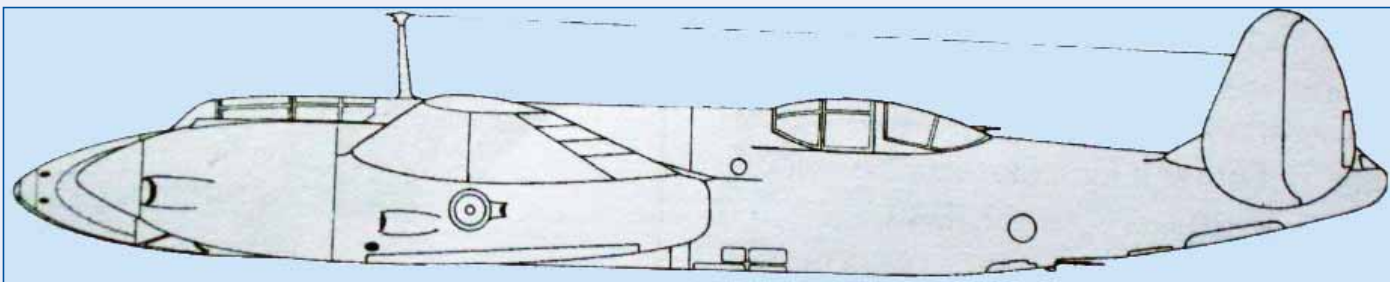
Пока американские атомщики копались с прототипом водородной бомбы и эффективно испытали таковой ("Майк" дал ≈ 10 Мегатонн 1 ноября 1952 года), наш Андрей Дмитриевич Сахаров к весне 1953 года создал (и не в одном экземпляре!) свою "Слойку" эквивалентом 400 килотонн в качестве практически боеготового авиационного оружия.

Иными словами - разгорись тогда не "суррогатная", а реальная Третья мировая, на Окинаву (главную авиаморскую базу США) могли, по приказу Вождя, сбросить "Слойку" с Ту-4А. И не только на Окинаву. Нельзя исключить, что сталинский приказ был бы вызван информацией о намерении американцев ударить А-бомбами по важным объектам Китая и СССР. В США взвешивали опасность ответных ударов советских А-бомб, бросаемых с Ту-4А, эскортируемых МиГ-15 или Ла-15, а также (что более вероятно) МиГ-17, которые Сталин решил пока держать в тайне. Нельзя исключить и сценарий "безвозвратного полета" Ту-4 и МиГ-17, экипажи которых ожидали наши подлодки.

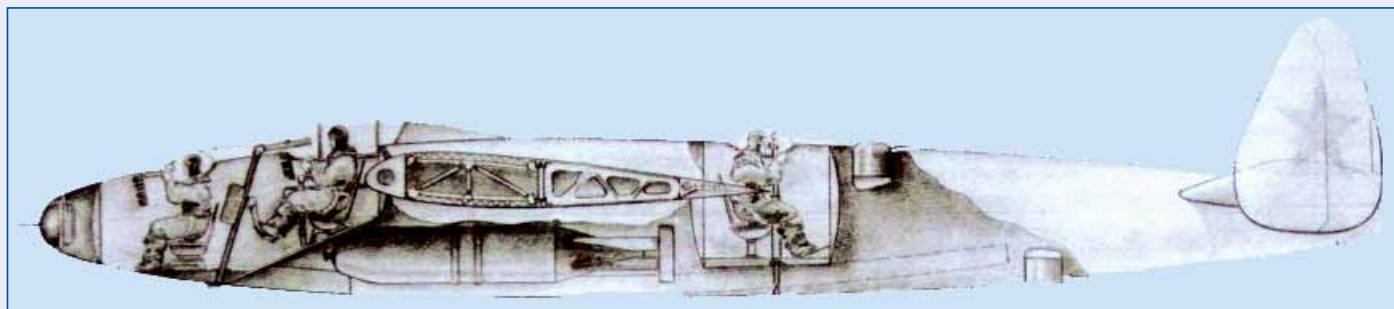
Ту-4 виртуально участвовал, таким образом, в Корейской войне. Но вполне реальную важнейшую роль в освоении этой этапной машины сыграл уникальный научный и технологический опыт Туполева и его коллег, который сказался после в создании выдающихся дальних бомбардировщиков - носителей ядерного оружия: Ту-16, Ту-20/95 и Ту-22МЗ.

Значимость созданного школой Туполева трудно переоценить. Так, во время Карибского кризиса 1961 г. само наличие Ту-95 как доставщика 100 Мт бомбы повлияло не столько на инициирование, сколько на мирное разрешение этого кризиса. С инженерной точки зрения он остался уникальным своей способностью летать на турбовинтовых двигателях ОКБ Н.Д. Кузнецова со скоростью до 920 км/ч.

Серийные образцы Ту-95 в групповом полёте во время военных манёвров летом 1959 г. преодолели 17150 км за 21 час 15 минут. Бомбовый груз был сброшен на пол пути (иначе говоря, перегоночная дальность пустого самолёта была существенно выше). ▲



Эскизный проект мая 1940 г. самолёта ФБ с двумя моторами М120-ТК. Длина 12,93 м



Компоновка фюзеляжа самолёта ПБ. Длина 15,05 м

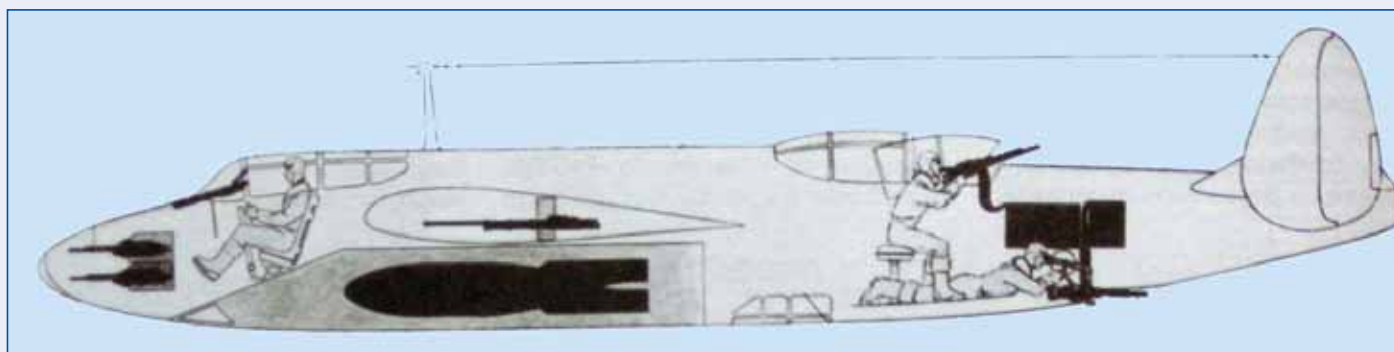
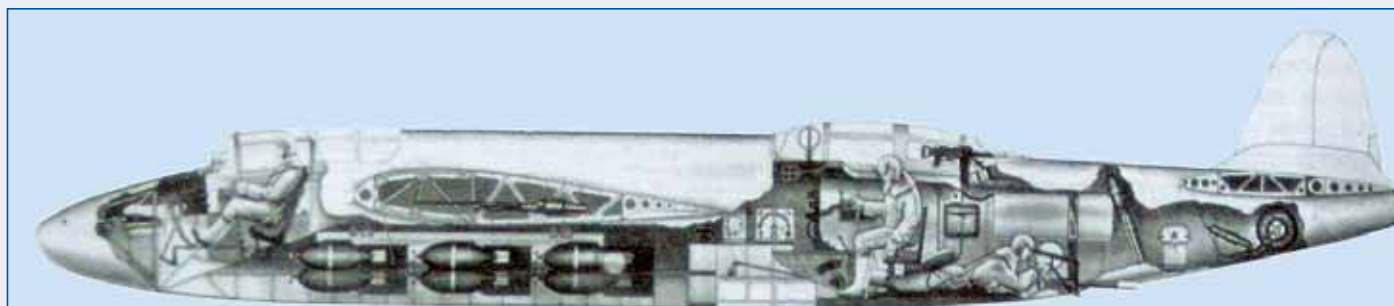
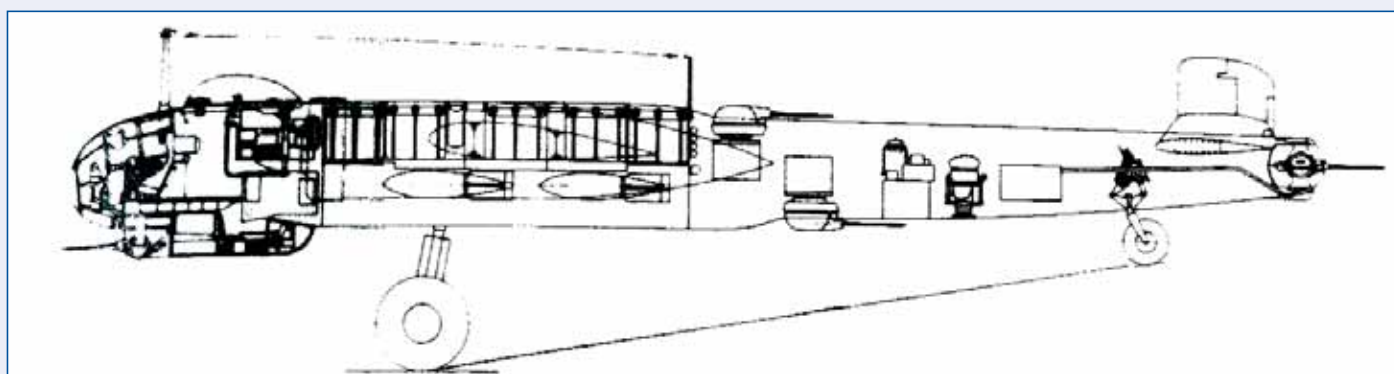


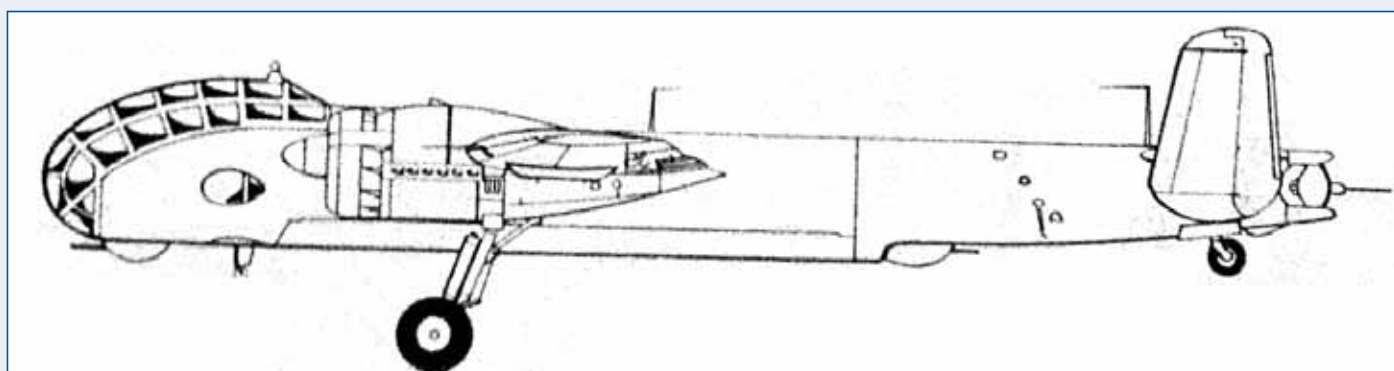
Схема размещения вооружения на ФБ



Компоновка фюзеляжа самолёта 103. Длина 13,2 м



Компоновка вооружения FW-191. Проект BOMBER В. Длина 19,63 м



Ju-288V-103. Проект BOMBER В. Длина 18,15 м

ОБ УРОВНЕ РАЗВИТИЯ БОЕВОЙ АВИАЦИИ (1940-1941)

© Валентин А. Белоконь, Москва, 2013 г.

Страна, фирма, тип <подтип> годы серии, выпуск (шт.)	Моторы л.с./ высота, км фирма, марка	Масса самолета, т крыло, м ² размах, м	Макс. скорость, км/ч /на высоте, км и в пике без подвесок	Потолок и дальность, км на крейс. скорости, км/ч	Вооружение бомбы, т(макс/норм), пушки и пулеметы, штук x мм калибра	Комментарий составителя
СССР АНТ-57 (ПБ) проект 1939 г.	4x1050/0 Климов М-105ТК или 2xМ-120ТК	<u>12,2...15,3</u> 76,5 26	570...600 / $\approx$ 9 пике: 900	$\approx$ 12 <u>1800...5000</u> 450...500	4 т/1,5; 1 т на 5000 км 6x20	Экипаж - 3. Для воздушной войны "1 на 1"
СССР АНТ-58 (ФБ) проект "103" 1939/40 гг.	2x2000 Климов М-120ТК	<u>7,5...8,0</u> 45 18	700...740 /12 пике: 900	13...14 <u>2500</u> $\approx$ 600	2/1 на внутр. подвеске 2x20 + 4x7,62	Экипаж - 3. Тип цели - аналогичны АНТ-57. Реализации помешала недоведенность М-120. Кабина герметическая
СССР АНТ-58 (ФБ) "103" 1940/41 1 экз.	2x1450/0 Микулин АМ-37	<u>10,45...11,5</u> 48,5 18,8	635/ $\approx$ 7 482/0 пике: $\approx$ 900/7	10,6 $\approx$ 2500 $\approx$ 500	3/1 на внутр. подвеске 2x20 + 4x7,62 + 10 РС 132	Экипаж - 3. Многоцелевой. Испытания в НИИ ВВС пройдены успешно до мая 41-го
СССР АНТ-59 "103 У" 1941 2 экз.	2x1450/0 Микулин АМ-37	<u>10,45...11,5</u> 48,5 18,8	610/ $\approx$ 7 469/0 пике: $\approx$ 900	10,5 $\approx$ 2000 $\approx$ 500	3/1 на внутр. подвеске 2x20 + 5x7,62 + 10 РС 132	Экипаж - 4. Многоцелевой. Испытания в НИИ ВВС пройдены успешно до июня 41-го
СССР Ту-2 1944-1945	1850/0 АШ82-ФН Двойная звезда	$\approx$ 11...12 48,5 18,8	550...560/ $\approx$ 5 480...490/0	$\approx$ 9,5 $\approx$ 2300 $\approx$ 500	3/1 на внутр. подвеске 2x20 + 3x12,5	Экипаж - 4. Бронирование умеренное. Скороподъемность 5 км/10 мин. Технологически трудоёмок
Германия Юнкерс HansHertel Ju-288 прототипы	Варианты: 2x1800 BMW 801 TJ Jumo 222 $\approx$ 2600 л.с.; 2x2900/0 DB 606-610	<u>18,5...22,5</u> 60...65 22,66	655/6,8 пике до 900	10,4 <u>2600</u> 518/ $\approx$ 6	(3 т внутри) корма 1x20 + обилие вариантов (в 1943/44 1x50 вперёд при 22 снарядах)	Экипаж 3-4. Проект BOMBER B до 1944 г. 17 из 22 разбилось при испытаниях 1941-44 гг. Скороподъемность $\approx$ 0,5 км/мин. Малонадёжные двигатели DB 606
Германия Фокке-Вульф KurtTank FW-191 V1, V2, V6 <191A> 1941-43 <проект>	2x $\approx$ 2000/0 Jumo 222 (не доведённые)	<u>19,575</u> 70,5 25	620/6,35 пике до 900	8,0 <u>3600</u> 550/6,0	3 т все: (2 т бомб) 6x7,9+1x20 (на меньшую дальность - 4 т внутри + 2 т на подвеске)	Экипаж 3. Проект BOMBER B, в т.ч. атака на Скапа-Флоу. Скороподъемность 6,1 м/с
Германия Хайнкель He-177<A> Hans Hertel 1941-42 < $\approx$ 100> из всех 1146 до 1944 г.	2x2360/5,8 DB 606 малонадёжные	<u>30,0</u> 102,0 31,44	510/5,8; $\approx$ 400/0	До 7 км без бомб <u>1200...5600</u> 430/5,5	8,4 т (1200 км) 2 т (5600 км) 5x7,9 + 2x13 + 1x20 вместо бомб мог брать 2x1,57 т "FritzX" (крылатая ракета)	Экипаж 5-6. Потенциальный носитель А-бомб скороподъемность $\approx$ 200 м/мин. при H=0
СССР "Микоян" МиГ-3 1940/41 $\approx$ 3000	1x1200/6 Микулин АМ-35А	<u>3,35 (3,51)</u> 17,44 10,2	$\approx$ 620/7,8 475/0 пике: $\approx$ 750 Вираз 21 с.	11,5 820 5 км за 6,5 мин.	1x12,7 + 2x7,62 (+ 2x12,7) или 6 РС82	Проектировался как антибританский (против "Москито" и В17, В24, поставляемых в Британию из США). Скороподъемность 5 км/6,5 мин. Слабое бронирование
Германия Мессершмитт ВF-109F2 1941 $\approx$ 2000	1x1275/6,0 (1 минута) DB 601N	<u>2,75</u> 16,2 9,92	595/5,2 $\approx$ 510/0 пике: $\approx$ 800 Вираз 18 с	11,0 500...1000	1x15,1 + 2x7,92 + $\approx$ 200 кг бомб	Лучший дневной серийный истребитель 1941 года. Скороподъемность 5 км/5 мин. Умеренное бронирование
Италия Маччи Кастольди MC.202 1941-43 гг. 1200	1x1175/0 DB 601A (лиценз.)	<u>3,07</u> 16,8 10,58	599 5,6 пике $\approx$ 800 Вираз $\approx$ 18 с	11,5 765 7 км за 7,1 мин.	2x(12,7...20) + 2x7,7 2x160 кг бомб	Развитие рекордного MC-72: 2x1600 л.с.; 3 т/15 м ² ; 709 км/ч (23.XI.34)
Британия Spitfire VA 1941/42 4005 <A+B>	1x1470/2,8 RR Merlin 55	<u>3,08</u> 22,48 11,23...9,80	594/6 480/0 пике $\approx$ 750 Вираз 18,5 с	11,3 756 6,1 км $\approx$ за 7 мин.	8x7,7 (для VB 4x7,7 + 2x20)	Для ВВС РККА 143 шт. + 1188 Spitfire IX L RR Merlin 66 (1650 л.с.) 646 км/ч /6,5 км 5 км/3,6 мин. (1944 г.)



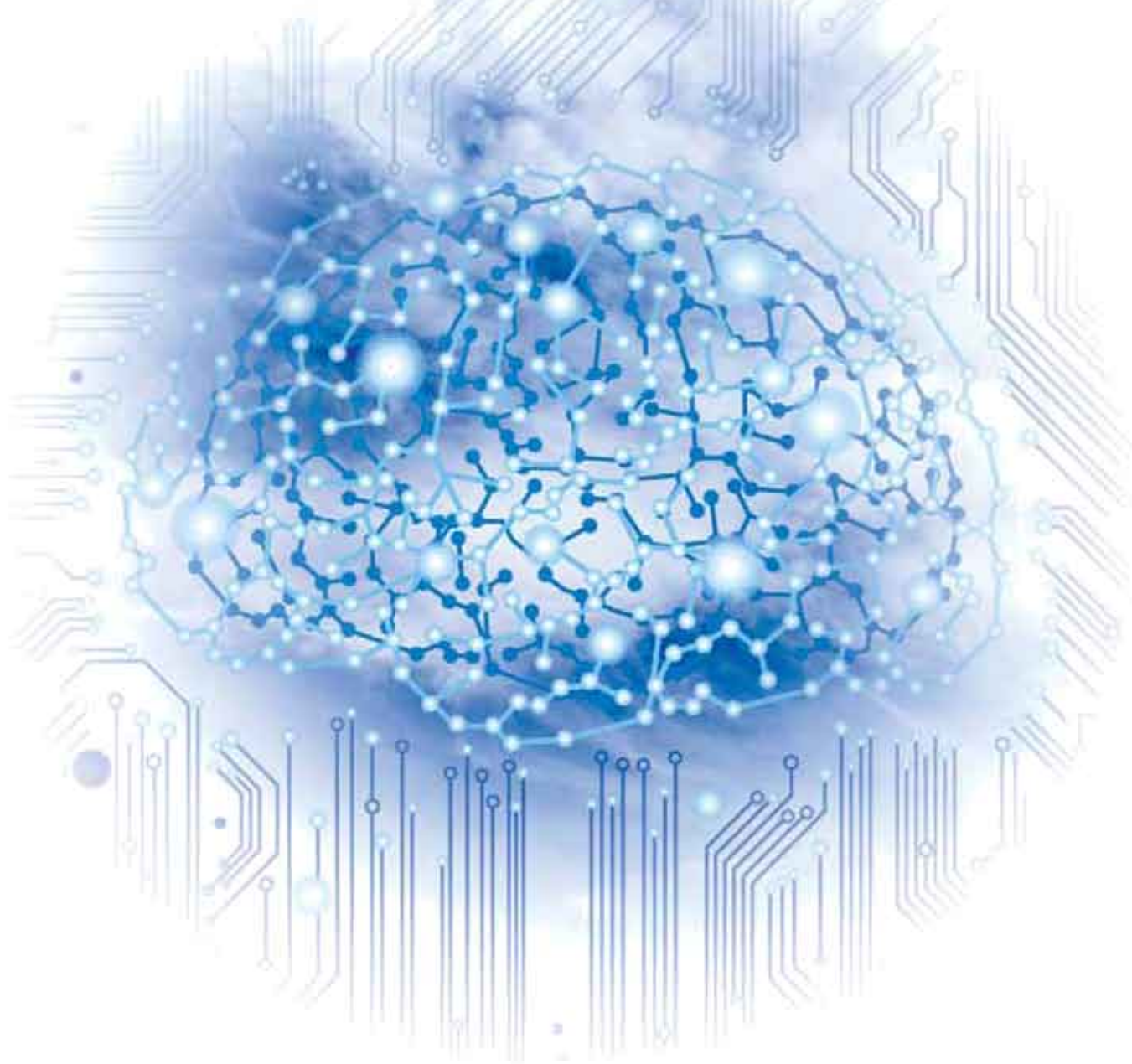
© В.А. Белоконь, Россия, Москва 2012 г.

Сводная хронология публикаций по теме статьи

1. H. Wells: WHEN THE SLEEPER WAKES, London 1899.
2. Д.И. Писарев (1862): БЕДНАЯ РУССКАЯ МЫСЛЬ, Полн. собр. соч. под ред. Павленкова, СПб 1906-1908.
3. H. Wells: THE WORLD SET FREE, London-Berlin 1913/14, second ed. London 1921.
4. XVIII съезд ВКП(б). Стенограмма, Москва Госполитиздат 1939.
5. ОПРЕДЕЛИТЕЛЬ САМОЛЕТОВ ГЕРМАНИИ (карманный справочник летчиков ВВС РККА), июнь 1941.
6. Памятка: "СПУТНИК ПАРТИЗАНА", Оборонгиз 1941.
7. Дж. Фуллер: ВТОРАЯ МИРОВАЯ ВОЙНА 1939-45, London 1948, Москва 1956.
8. D. Richards, H. Saunders: ROYAL AIR FORCE 1939-1945, London 1954, Москва ОГИЗ 1963.
9. И.В. Сталин: ПЕРЕПИСКА СТАЛИНА С РУЗВЕЛЬТОМ, Госполитиздат 1958.
10. W. Churchill: THE SECOND WORLD WAR, London 1959.
11. J.E. Johnson: THE STORY OF AIR FIGHTING, London 1964.
12. В. Белоконь: К 80-ЛЕТИЮ ТУПОЛЕВА, Комсомольская правда, ноябрь 1968.
13. А. Пантиелев: БЕЛАЯ ПТИЦА, Москва 1969 (автор знал Туполева лично).
14. C. Andrews: VICKERS AIRCRAFT SINCE 1908, London 1969.
15. В.Б. Шавров: ИСТОРИЯ КОНСТРУКЦИЙ САМОЛЕТОВ СССР, т.1/2, Москва Машиностроение 1969/78.
16. R. Toliver, T. Constable: THE BLOND KNIGHT OF GERMANY, NY 1970 (61-е 2007 г. издание немецкого перевода: "HOLT HARTMANN VOM HIMMEL", Stuttgart). Русское издание - достаточно некорректный перевод.
17. А.Н. Туполев: Интервью в "ленинский" номер "Литературной газеты" 22 апреля, 1970. (На основе беседы с В.А.Белоконем 11 марта на даче).
18. A. Busemann: "Annual Review of Fluid Mechanics", Cambridge 1972.
19. А.С. Яковлев: ЦЕЛЬ ЖИЗНИ (уникальности: дружба с Вождем, игнорирование ареста АНТ, отрицание "Спитфайров" по ленд-лизу...), Политиздат 1974.
20. D. Kuchemann: AERODYNAMIC DESIGN OF AIRCRAFT, Pergamon 1978 (русский перевод страдает погрешностями).
21. С.М. Егер и др.: ПРОЕКТИРОВАНИЕ САМОЛЕТОВ, Москва, Машиностроение 1983.
22. В. Аккуратов: ЛЕДИ ПЕПЕЛ (Мемуары), Москва 1984.
23. М.М. Громов, В.А. Белоконь: "Авиация и Космонавтика", № 2, 1985.
24. K. Gersdorff, K. Grasman: FLUGMOTOREN UND STRAHL TRIEBWERKE, Koblenz 1985.
25. А.Н. Покрышкин: ПОЗНАТЬ СЕБЯ В БОЮ, ДОСААФ 1986.
26. LevKerber: STALIN'S AVIATION GULAG, YaleUniversityPress 1987 (это и русские аналоги страдают халтурой).
27. J. Hermann et al: Flugkorper und Lenkraketen, Koblenz 1987.
28. R. Cescotti: KAMPFFLUGZEUGE UND AUFLARER, Koblenz 1989.
29. UlfBalke: DER LUFTKRIEG IN EUROPA, teil 1, Koblenz 1989; teil 2, 1990.
30. J. Smith, A. Kay: GERMAN AIRCRAFT OF THE SECOND WW, London, 1990.
31. Г.К. Жуков: ВОСПОМИНАНИЯ И РАЗМЫШЛЕНИЯ, тт. 1, 2, 3, Москва, АПН (дополненное 10-е изд.), 1990. Высказывания Сталина (05.05.41) об отставании германской авиации заботливо отредактировано с точностью до наоборот.
32. И. Кожедуб: Интервью для газеты "Красная Звезда", 5 мая 1990 г. (в т.ч. о Хартманне). Дает понять, что чрезмерное прославление наших авиаконструкторов покупается ценой умаления роли героизма и искусства наших пилотов.

33. А.И. Шахурин: КРЫЛЬЯ ПОБЕДЫ, Москва, (дополненное 3-е изд.), 1990.
34. Bill Yenne: THE WORLD'S WORST AIRCRAFT, London 1990 (вт.ч. об Аэрокобре).
35. В.А. Белоконов: КАРТОЧНЫЙ ДОМИК ИСТОРИИ НАШЕЙ АВИАЦИИ, "Инженер" № 12, 1990.
36. В.А. Белоконов: ЦЕНА ПОБЕДЫ, АИФ, 18 августа 1990.
37. Лариса Таубина: Журнал "Известия ЦК КПСС" № 12 1990. (о трагической судьбе ее отца конструктора авиавооружений Я.Г. Таубина)
38. H. Kohler: ERNST HEINKEL, Koblenz 1990.
39. R. Kosin: ENTWICKLUNG DER DEUTSCHEN JAGDFLUGZEUGE, Koblenz 1990.
40. H. Ebert, J. Kaiser, K. Peters: WILLY MESSERSCHMITT, Koblenz 1990.
41. W. Wagner: KURT TANK, Bonn 1991.
42. Brian Filley: JUNKERS Ju 88 IN ACTION, Pt. 2, Squadron, Texas 1991.
43. В. Белоконов: Журнал "Успехи физических наук", № 1, 1991.
44. В.П. Глушко: "Новая газета", № 14, 1992. Текст доклада 1988 г. с предисловием В. Белоконова.
45. Len Deighton: BLOOD, TEARS AND FOLLY, Pluriform 1992.
46. И.Ф. Петров: АВИАЦИЯ И МОЯ ЖИЗНЬ, Москва ЦАГИ 1992.
47. А.Т. Степанец: ИСТРЕБИТЕЛИ ЯК ПЕРИОДА ВОВ. М. Маш. 1992.
48. Erik Brown: WINGS OF LUFTWAFFE, London 1993.
49. САМОЛЕТОСТРОЕНИЕ В СССР 1917-45, кн. I/II, (ред. Г.С. Бюшгенс, К.Ю. Косминков), изд. ЦАГИ 1992/94 (авторитетнейшее издание, несмотря на игнорирование He-177, Ju-188 и Me-262).
50. М.Б. Саукке: НЕИЗВЕСТНЫЙ ТУПОЛЕВ, Москва 1993.
51. W. Green, G. Swanborough: FIGHTERS, London 1994.
52. Г. Свищев (ред.): АВИАЦИЯ (Энциклопедия), ЦАГИ 1994.
53. Дэвид Джефферис: ПОЛЕТЫ, "Росмэн", Москва 1995 (перевод с английского изд. 1991, консультант Н. Нахам. Книга для юношества - при игнорировании не только роли ВВС СССР во II мировой, но и вообще существование советской авиации, в т.ч. факта трансарктических первых в мире перелетов экипажей Чкалова и Громова на АНТ-25 через Полюс в США в 1937 году).
54. AIRCRAFT OF WORLD WAR II, Jane's/Collins 1995.
55. WARSHIPS OF WWII, Jane's/Collins 1996.
56. А.Н. Медведь: МОСКИТО, Москва 1996.
57. В. Ригмант: Ту-2, "Авиация и Космонавтика" № 9, 1997.
58. Л.П. Феоктистов и В.А. Белоконов: Статьи в "НГ-Наука", № 1, сентябрь 1997.
59. C. Chant: GUIDE TO WW II BOMBERS, Tiger Books, London-Ontario 1997.
60. "1941", РОССИЯ, XX ВЕК, кн. I, II, Москва 1998.
61. R. Overy: BOMBER COMMAND 1939-1945, Harper/Collins, London 1998.
62. Bill Gunston: RUSSIAN AIRCRAFT, Oxford-Hong Kong 2000.
63. Виктор Бакурский: САМЫЕ БЫСТРЫЕ САМОЛЕТЫ, Москва 2000.
64. Д.А. Соболев: О РЕПРЕССИЯХ В СОВЕТСКОМ АВИАПРОМЕ, ИИЕТ, РАН, № 4 2000.
65. Герман Гончаров, Лев Рябев: Журнал "Успехи физических наук" № 1, 2001.
66. В. Белоконов: СМЫСЛ И БЕССМЫСЛИЦА РЕЙТИНГОВ АСОВ И ИХ САМОЛЕТОВ, газета "Время" (газета С.Н. Бабурина), № 20 (318), 29 июня 2001 г.
67. В.Г. Ригмант: САМОЛЕТЫ ОКБ А.Н. ТУПОЛЕВА, "Русавиа", Москва 2001.
68. Е. Гордон, В. Ригмант: TUPOLEV Tu-4, Midland, England 2002.
69. А. Платонов: ЭНЦИКЛОПЕДИЯ СОВЕТСКИХ НАДВОДНЫХ КОРАБЛЕЙ 1941-45, Полигон, СП 2002 (уникальный справочник).
70. SECRET RADARS ON "BEAUFIGHTER" AND "MOSQUITO" (1940-41), Times July 21, 2002.
71. Ярослав Голованов: ЭТЮДЫ ОБ УЧЕНЫХ, Бишкек 2002.
72. В. Белоконов: Интервью для Ярослава Голованова: БОМБА ДЛЯ РЕЙХА, Еженедельник "Алфавит", № 31, 2003.
73. Л. Берне, Д. Боев, Н. Ганшин: ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ АВИАДВИГАТЕЛИ, Москва, Авиго 2003 (уникальный справочник).
74. В.А. Белоконов: ЧТО ТАКОЕ ВОДОРОДНАЯ БОМБА, "Независимая газета" 12 августа 2003 г.
75. В.А. Белоконов: 200 ЛЕТ ЭПОХИ АЭРОПЛАНОВ, "Независимая" (НГ-наука) 10.XII.2003 (сокращенный вариант).
76. Виктор Суворов (Резун): Интервью Н.Н.Пороскову, "ВРЕМЯ новостей", 22 июня 2004 г. ("в назидание" В. Белоконову)
77. О.В. Дорошкевич: САМОЛЕТЫ ЯПОНИИ ВТОРОЙ МИРОВОЙ, Москва "Харвест" 2004.
78. М.М. Громов: НА ЗЕМЛЕ И В НЕБЕ. ЗАМЕТКИ О ЛЕТНОЙ ПРОФЕССИИ (Мемуары), Москва 2005.
79. R. Karlsch: HITLERS BOMBE, Munchen 2005.
80. P. Eden, S. Moen: AIRCRAFT ANATOMY OF WW II, Amberbooks 2005 (русс. перевод Москва 2012, местами не точен и нелеп).
81. В.А. Белоконов: ПАРАДОКСЫ И БЛЕФ 1941, "Политический класс", №16, 2006.
82. Н.С. Королева: ОТЕЦ, т. I, II, III. Москва 2007. (Уникально важные подробности).
83. М.Б. Саукке: САМОЛЕТЫ АНТ, Энциклопедия 1922-1937, "Полигон", Москва 2007.
84. Валентин Белоконов: ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР, "РФ сегодня", № 1, 2007. К столетию С.П. Королева.
85. М.Ю. Быков: АСЫ ВЕЛИКОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЙНЫ, Москва, "Яуза" 2007.
86. В.С. Егоров: НЕИЗВЕСТНЫЙ ТУПОЛЕВ, Москва 2008.
87. М.Б. Саукке, В.Р. Котельников: Ту-2 (Часть), "Авиакolleкция", Москва 2008.
88. Д. Хазанов: БОРЬБА ЗА ГОСПОДСТВО В ВОЗДУХЕ, Москва 2008.
89. М. Мельтюхов: УПУЩЕННЫЙ ШАНС СТАЛИНА, Москва 2008 (3-е изд.). (усилия нетривиальные, но выводы банальные)
90. ВЕЛИКАЯ ОТЕЧЕСТВЕННАЯ БЕЗ ГРИФА СЕКРЕТНОСТИ, Москва 2009. (Позорное обилие опечаток).
91. А.С. Степанов: РАЗВИТИЕ СОВЕТСКОЙ АВИАЦИИ В ПРЕДВОЕННЫЙ ПЕРИОД, Москва 2009. (Педантичность и редкая независимость).
92. А. Затучный, В. Ригмант: "Ту" ВЧЕРА, СЕГОДНЯ, ЗАВТРА, "Полигон", Москва 2009.
93. Ольга Голубева-Терес: НОЧНЫЕ РЕЙДЫ СОВЕТСКИХ ЛЕТЧИЦ, Москва, "Эксмо" 2009. (Воспоминания одной из сотен летчиц, героически рисковавших летать вдвоем на модифицированном У-2 ЛНБ: 350 кг. бомб от 5 до 100 кг, со скоростью до 150 км/час при потолке около 1500 м; без радио и даже без парашютов (до 1944 г). Так компенсировали потерю ночных бомбардировщиков. Супергерои - летчики Ил-2 с 400 кг. бомб на борту были защищены $\approx$ 800 кг брони.)
94. Л. Лопуховский, Б. Кавалерчик: ИЮНЬ 1941, Москва "Яуза" 2010. (ценные стат. данные).
95. Н.В. Якубович: БОЕВЫЕ САМОЛЕТЫ ТУПОЛЕВА, Москва "Яуза" 2010. (иллюзия полноты и компетентности изложения).
96. СЕКРЕТЫ ПОЛЬСКОЙ ПОЛИТИКИ 1935-1945 (составитель рассекреченных агентурных донесений НКВД Л. Соцков), Москва, изд. "Рипол", 2010.
97. АГРЕССИЯ 1938-1941 (составитель рассекреченных агентурных донесений НКВД Л. Соцков), Москва, изд. "Рипол", 2011.
98. Марк Солонин: Другая хронология катастрофы 1941, Москва, "Яуза", 2011 (реабилитация ТБ-3 Туполева - это да. Но навязывание пренебрежимости ТТХ самолетов в воздушной войне стоит сопоставить с суждением Ивана Кожедуба 05.05.90 о роли германского авиапрома).
99. Д. Соболев (ред.): ИСТОРИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОГО АВИАПРОМА. 1910-2010. Москва 2011.
100. В.А. Белоконов: ОПЫТ ПАРАДОКСОЛОГИИ НАЧАЛА ВТОРОЙ МИРОВОЙ (1937-42), Препринт Академии Космонавтики, Москва, 2011.
101. А. Медведь, Д. Хазанов: МЕССЕРШМИТТ Bf-109, Москва 2011.
102. А. Медведь, Д. Хазанов: БОМБАРДИРОВЩИК Ер-2, Москва 2012.
103. А. Куцов: АВИАЦИЯ ... НАШУ СОЗДАЛИ ДРУГИЕ, Москва 2012. (Пособие для упражнений студентов младших курсов по истории техники).
104. A. Price: BATTLE OVER THE REICH, London 2012.
105. А. Осокин: ТАЙНА ВЕЛИКОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ВОЙНЫ, Кн. 3, Москва "Время" 2013. (Просуворовские эпигоны замалчивают этого автора).
106. В.П. Иванов: КОНСТРУКТОР ПОЛИКАРПОВ, Москва 2013 (в печати) и более ранние его книги, например:
107. В.П. Иванов: ЛЕГЕНДАРНЫЙ У-2, Москва 2009

ЦИФРЫ • ФАКТЫ • КОММЕНТАРИИ



www.aviaport.ru

Успех в бизнесе зависит от умения принимать своевременные и взвешенные решения. Глобальный характер авиационной отрасли требует оценки ситуации в различных точках планеты, а требования к оперативности доступа к достоверным сведениям предельно высоки. Отраслевое агентство «АвиаПорт» — ведущий игрок на российском авиационном рынке, предоставляющий новости и аналитику — превращает поток информации в знания, а знания трансформирует в конкурентные преимущества.

Sodick



32000 линейных электроискровых станков в эксплуатации

(500 в России, Украине и др. странах б/СССР; на 12.2012 г.)

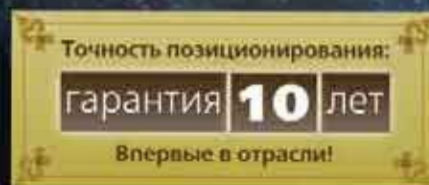
Единственный в мире изготовитель электроискровых (электроэрозионных) станков с проверенными временем плоскопараллельными линейными двигателями (ЛД).

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.



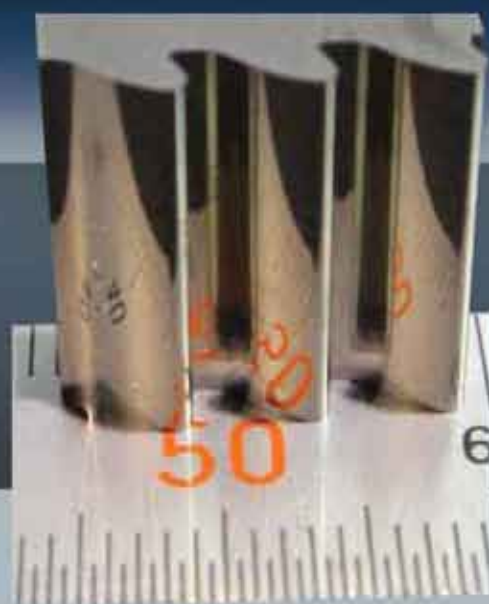
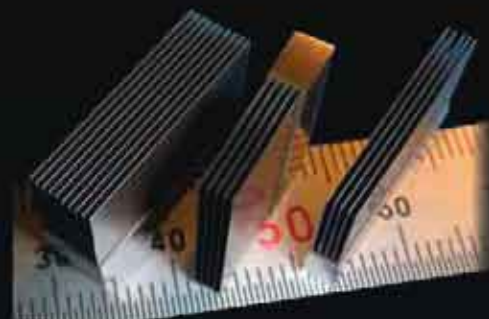
60 лет опыта производства ЭИ станков!

НАНОШЕРОХОВАТОСТЬ

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

Sodick

www.sodick.ru



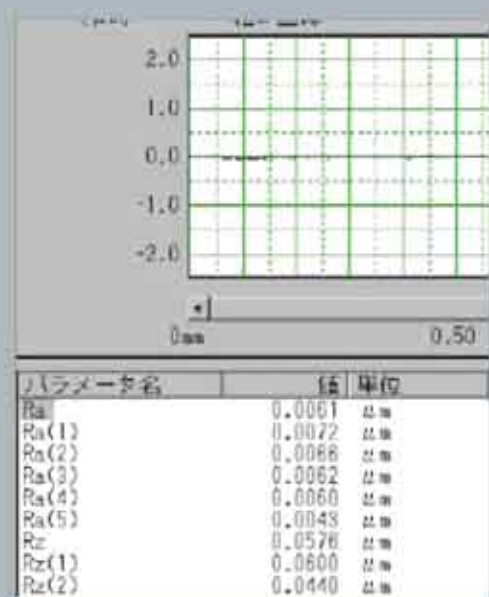
AP250L

**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**



Рекорд отрасли!

Система **Everest XLG3** VideoProbe®

*Фазовые
измерения
с XLG3 –
будущее
авиационной
бороскопии!*



Контакты:

xlg3.ru e-mail: info@pamega.ru Тел.: +7 (495) 600-36-42, 741-71-88

Бесплатная линия по России: 8 (800) 555-31-42 Адрес: 129343, г. Москва, проезд Серебрякова, д. 2, к. 1