

# Двигатель

Научно-технический журнал

№ 3 (99 + 244) 2015



*ТОЛЬКО С "ПРАВИЛЬНЫМ" ДВИГАТЕЛЕМ  
САМОЛЁТ СТАНЕТ ДЕЙСТВИТЕЛЬНО  
ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИМ...*

**СТР. 8**

## 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 Истории науки РГГУ

**Григорян Г.Г., д.т.н.,**

вице-президент Общества "Знание" России

**Губертов А.М., д.т.н.,**

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

**Дическул М.Д.,**

зам. управляющего директора ОАО "ОДК"

**Дмитриев В.Г., д.т.н.,**

главный научный сотрудник ГНЦ "ЦАГИ"

**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"

**Троицкий Н.И., к.т.н.,**

доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана

**Фаворский О.Н., академик РАН,**

член президиума РАН

**Чуйко В.М., д.т.н.,**

президент Ассоциации "Союз  
авиационного двигателестроения"

**Зайков Г.В.,**

ген. директор ГП "НПК газотурбостроения

"ЗОРЯ"- "МАШПРОЕКТ"

## РЕДАКЦИЯ

### Главный редактор

Александр Иванович Бажанов  
член-корреспондент Российской и  
Международной инженерных академий

### Заместитель главного редактора

Дмитрий Александрович Боев

### Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

### Финансовый директор

Юлия Валерьевна Дамбис

### Редакторы:

Александр Аркадьевич Гомберг,

Ирина Михайловна Иванова,

Андрей Иванович Касьян, к.т.н.

Юрий Романович Сергей, к.т.н.

### Литературный редактор

Эрнст Галсанович Намсараев

### Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь

Владимир Николаевич Романов

### Техническая поддержка

Ольга Владимировна Лысенкова, к.пед.н.

### В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:

А.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](mailto:dvigatell@yandex.ru)

[boeff@yandex.ru](mailto:boeff@yandex.ru)

[aib50@yandex.ru](mailto:aib50@yandex.ru)

[www.dvigately.ru](http://www.dvigately.ru)

Электронная версия журнала (2006-2014 гг.)  
размещается также на сайте Научной электронной  
библиотеки [www.elibrary.ru](http://www.elibrary.ru) и включена в индекс РИНЦ

### УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели" ©

генеральный директор Д.А. Боев

зам. ген. директора А.И. Бажанов

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

*Мнение редакции не всегда  
совпадает с мнением авторов.*

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

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

Научно-технический журнал "Двигатель" ©  
зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Рег. № 018414 от 11.01.1999 г.

16-й (108-й) год издания.

Отпечатано

ЗАО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.

Тираж 5 000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

Цена свободная.

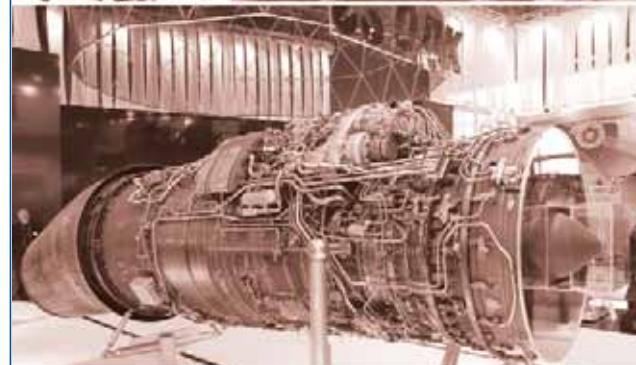


Научно-техническое издание по освещению  
проблем в промышленности

2010

Медаль АМКос  
"Преодоление"

# СОДЕРЖАНИЕ



- 2 "Развитие гражданской авиационной техники России в 2002 - 2010 и на период до 2015 года" в области авиационного двигателестроения**  
А.И. Ланшин, В.Н. Федякин
- 7 Гранты Президента России для государственной поддержки ведущих научных школ**
- 7 Вышел юбилейный выпуск сборника "Созвездие"**
- 8 Ядерная наука в авиадвигателях будущего. Элементы теории низкоэнергетических ядерных реакций LENR с анализом возможностей их применения к перспективным силовым установкам летательных аппаратов**  
М.Я. Иванов, В.П. Кокорев
- 18 Природный феномен напряженно-деформированных состояний**  
А.А. Сперанский
- 24 Творцу ракетной техники и властелину пера - 80. К юбилею В.Ф. Рахманина**
- 26 Высокоэнергетическая томография современных электровакуумных приборов**  
И.А. Вайнберг, Э.И. Вайнберг, С.Г. Цыганов, В.Б. Сидорин
- 32 Взгляд на историю с точки зрения Третьего ГУ Минавиапрома СССР**  
В.М. Толоконников
- 36 Маленький речной вертолетоносец**  
А.А. Гомберг, В.А. Левкин, М.Ю. Частухин
- 38 Турбулентность на шероховатых стенках и новые фундаментальные уравнения пограничного слоя**  
Ю.М. Кочетков
- 42 Танки от и до**  
О.Н. Брилёв
- 48 Колесные пароходы. На заре века пара и электричества**  
В.С. Шитарёв

# О РЕАЛИЗАЦИИ ФЦП "РАЗВИТИЕ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ РОССИИ В 2002 - 2010 И НА ПЕРИОД ДО 2015 ГОДА" В ОБЛАСТИ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ



ГНЦ РФ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова":

**Александр Игоревич Ланшин**, д.т.н., Научный руководитель - заместитель Генерального директора  
**Владимир Николаевич Федякин**, начальник сектора

К моменту формирования Федеральной целевой программы (здесь далее: ФЦП или Программа) "Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года" изменения в экономике России, произошедшие с начала 1990-х годов, привели к резкому сокращению закупок авиационных двигателей. Это было связано с обвальным падением объемов продаж отечественных самолетов и вертолетов, "обнулением" заказов для государственных нужд и отсутствием на тот момент современных механизмов продвижения серийно изготавливаемых конкурентоспособных моделей авиационной техники (Ил-96, Ту-204, Ту-214, Ил-114 и др.) на внешний и внутренний рынки (лизинг, госгарантии, экспортное кредитование и др.). Все это привело отечественное авиадвигателестроение в состояние системного кризиса и стало, наряду с недостаточным финансированием по Программе, причиной ряда последующих срывов намеченных плановых заданий.

В результате рассмотрения трех основных периодов реализации Программы: 2002-2005 гг., 2006 - 2010 гг. и 2011 - 2015 гг., установлено, что в полном объеме и в заданные сроки запланированные в Программе опытно-конструкторские работы не были выполнены.

Вместе с тем, к успехам **первого периода (2002-2005 гг.)** следует отнести работы, завершившиеся сертификацией вспомогательных ГТД ТА-14 (мощностью 120 кВт для Ил-114, Ка-62 и др.) и ТА-18-100 (мощностью 260 кВт для Ту-334, Бе-200) разработки ОАО "НПП "Аэросила". К положительным результатам также относятся: получение дополнения к сертификату типа двигателем Д-436Т1 (ФГУП "ММПП "Салют", ОАО "УМПО" - Россия, ОАО "Мотор Сич", ГП Ивченко-Прогресс", Укра-



Рис. 1. ТА14-130-52

ина) с главным изменением, связанным с увеличением назначенных ресурсов основных деталей двигателя с использованием 3-й стратегии управления ресурсом; сертификация двигателя Д-30КУ-154 с новой малоэмиссионной камерой сгорания

(ОАО "НПО "Сатурн") на соответствие нормам ИКАО 2004 года по эмиссии вредных веществ; проведение конкурса и развертывание работ по новому турбовальному ГТД в классе мощности 800 л.с. - ВК-800В (ФГУП "Завод им. В.Я. Климova", ныне ОАО "Климов") для легких вертолетов типа "Ансат"; развертывание работ по ТРДД SaM146 (ОАО "НПО "Сатурн" совместно с компанией Snecma, Франция) для регионального самолета "Сухой Суперджет-100"; разработка комплексной сетевой системы диагностирования и контроля двигателей (ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова" с кооперацией), по которой в 2004 г. был подготовлен и защищен технический проект.



Рис. 3. SaM 146

По некоторым направлениям Программы из-за изменения ситуации (например, прекращение работ по самолету Ту-324) и ограниченности выделяемых средств федерального бюджета программные мероприятия либо не проводились (по новому ГТД мощностью 500 л.с. и новым авиационным поршневым двигателям мощностью 60 - 90 л.с. и 260 - 320 л.с. для легких ЛА), либо не завершены с положительным результатом (создание ТРДД АИ-22, модификация ВСУ-10).

На турбовинтовой двигатель ТВД-1500Б (для самолета Ан-38) получен Сертификат типа (№ СТ212-АМД от 22.11.2002 г.) с ограничениями области эксплуатации:  $t_n = -9...+22^{\circ}\text{C}$ ; (в условиях обледенения не ниже  $-5^{\circ}\text{C}$ ), назначенный ресурс - 500 ч., межремонтный ресурс - 130 ч. Полученные фактические показатели двигателя ТВД-1500Б существенно хуже требований ТЗ: поддержание взлетной мощности  $N_{\text{взл}} = 1300$  л.с. до  $t_n = +15^{\circ}\text{C}$  при  $H = 0$  (по ТЗ - до  $t_n = +30^{\circ}\text{C}$  при  $P_n = 730$  мм.рт.ст.), сухая масса - 327 кг (по ТЗ - 240 кг), удельный расход топлива на взлетном режиме - 0,226 кг/л.с. ч (по ТЗ - 0,206 кг/л.с. ч). После получения сертификата типа работы по двигателю ТВД-1500Б были прекращены.

На двигатель РД-600В (для вертолета Ка-62) получен Сертификат типа № СТ230-АМД от 30.12.2003 г. с ограничениями области эксплуатации и ресурса:  $N_n = 0...500$  м;  $t_n = -26...+52^{\circ}\text{C}$ ; межремонтный ресурс - 100 ч (150 пц). Достигнутые фактические данные двигателя РД-600В по удельному расходу топлива и удельной массе уступают заявленным и не соответствуют требованиям ТЗ на двигатель.

Не проведена сертификация модификаций ПС-90А (ОАО "Авиадвигатель") и нового двигателя НК-93 (ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова", состояние доводки на конец 2005 г. двигателя оценивалось в 30%), в том числе не проведены летные испытания НК-93 из-за отсутствия финансирования подготовки летательной лаборатории Ил-76ЛЛ ФГУП "ЛИИ им. М.М. Громова" и проведения ЛИ (испытания в крайне ограниченном объеме были проведены только в 2008 г.); в 2005 г. на двигателе НК-93



Рис. 2. ТА18-200

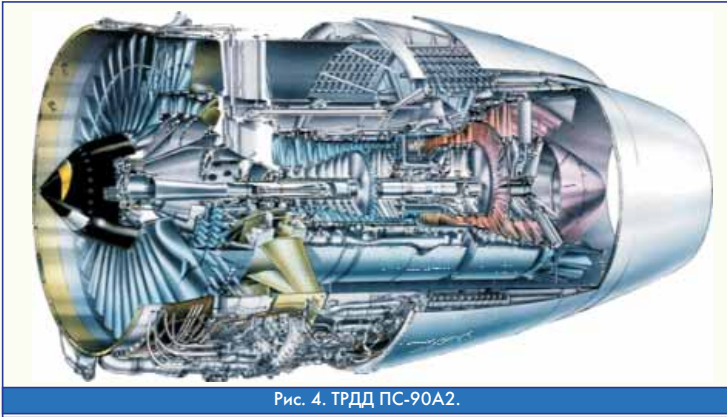


Рис. 4. ТРДД ПС-90А2.

№ 9 проведены эквивалентно - циклические 100-часовые испытания в подтверждение ресурса двигателя.

Не прошли конкурсный отбор и не финансировались за счет средств федерального бюджета в 2002 - 2005 гг. следующие проекты: создание ТРДД для нового БСМС тяга 9-14 т, доработка технологических систем НК-89 на газовом топливе, создание нового ГТД, мощность 2200 - 3300 л.с., создание нового ВГТД мощностью 650-700 кВт (Ил-96), создание системы управления и контроля для новых двигателей и ВГТД.

В обеспечение создания базового ТРДД нового поколения для БСМС в 2002 г. в ЦИАМ было подготовлено и утверждено 01.07.2002 г. в Росавиакосмосе и Минтрансе России "Техническое задание на конкурсную разработку технического предложения по созданию ТРДД нового поколения для БСМС", в обеспечение проведения конкурса технических предложений (ТП) по созданию БСМС были разработаны и переданы в Росавиакосмос и самолетные ОКБ ТП по созданию двигателей ПС-12 (ОАО "Авиадвигатель", ОАО "Пермский моторный завод", ФГУП "ММПП "Салют", ФГУП "Завод им. В.Я. Климova") и Д-БСМС (ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова", ФГУП "НПП "Мотор", ГП "Ивченко-Прогресс"). В результате конкурса был выбран проект БСМС МС-21 (ОАО "АК им. С.В. Ильюшина", ОАО "ОКБ им. А.С. Яковлева") с двигателем ПС-12. В 2003 г. Росавиакосмос письмом № СР-21-5318 от 09.06.2003 г. объявил закрытый конкурс ТП по созданию ТРДД нового поколения для БСМС. На конкурс были представлены ТП по указанным выше двигателям ПС-12 (ОАО "Авиадвигатель" с кооперацией) и Д-БСМС (ОАО "СНТК им. Н.Д. Кузнецова" с кооперацией), однако после упразднения Росавиакосмоса конкурсные мероприятия не проводились. На состоявшихся широких обсуждениях проблемы, в частности, 10.06.2003 г. на заседании Секции №5А НТС Росавиакосмоса по теме "Конкурсная разработка ТРДД нового поколения для БСМС" и 20.01.2005 г. на расширенном НТС ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова", отмечалась острая необходимость создания конкурентоспособного ТРДД нового поколения для БСМС на 130 - 170 мест, что объясняется существенным ужесточением технических, экологических и экономических требований к двигателям самолетов ГА, превосходством зарубежных аналогов (CFM56, V2500) над отечественными серийными двигателями, разработанными в 1960-1970 годы и не удовлетворяющими даже действующим международным нормам по шуму и эмиссии вредных веществ (НК-8-2У, Д-30КУ/КП, НК-86), возможностью в будущем разработки на основе базового газогенератора семейства двигателей нового поколения для модернизируемых и новых магистральных и региональных самолетов гражданской авиации;

В 2005 г. Роспромом и Федеральной службой по надзору в сфере воздушного транспорта была утверждена новая редакция технического задания на конкурсную разработку ТП по созданию ТРДД

нового поколения для БСМС, однако дальнейших шагов по организации работ не последовало.

Следует отметить, что и в 2006 - 2008 гг. Роспромом не проводились мероприятия в обеспечение создания ТРДД нового поколения для БСМС МС-21, что явно способствовало срыву сроков выполнения данной ОКР.

В области создания научно-технического задела в 2002 - 2005 гг. приоритет был отдан работам в обеспечение разработки ТРДД нового поколения для БСМС.

Этот двигатель впервые в нашей стране создавался в соответствии с современной этапно-временной методологией, которая предусматривает 9 уровней готовности технологий (УГТ).

В период с 2002 года по 2008 год НТЗ для ТРДД ПД-14 создавался при крайне ограниченном финансировании в рамках НИР (головной исполнитель - ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"), предусмотренных Программой (IV. Группа мероприятий "Обновление материально-технической базы и формирование научно-технического задела в сфере авиационных технологий", Подгруппа мероприятий по формированию научного задела, обеспечивающего развитие авиационной техники российского производства, направление "Авиационные двигатели"). В 2000-2002 гг. ЦИАМ при постоянном контакте с ОКБ и заводами (СНТК им. Н.Д.Кузнецова, "Авиадвигатель", ММПП "Салют" и НПП "Мотор", Россия, ГП "Ивченко-Прогресс" и ОАО "Мотор-Сич", Украина) провел работу (НИР "ТРДД-2005") по формированию технических обликов двух вариантов ТРДД (с редукторным и с прямым приводом вентилятора), разработке проектов их основных узлов и выявлению ключевых технологий создания перспективных конкурентоспособных двигателей. Ход и результаты работы неоднократно обсуждалась на НТС ЦИАМ с участием руководителей авиадвигательных и агрегатных предприятий.

В феврале 2002 г. Росавиакосмос утвердил "Программу создания научно-технического задела в обеспечение разработки ТРДД нового поколения (5 поколения) для магистральных самолетов гражданской авиации", основу которой составили работы по изготовлению и экспериментальной отработке модельных узлов и элементов, разработанных ЦИАМ. Работы по этой Программе начали финансироваться с 2004 г. в рамках НИР "Программа НТЗ" (2004 - 2006 гг.). В результате их выполнения были созданы модели широкохордных вентиляторов (С178-1, С179-1), типовые высоконагруженные ступени КВД (К-11, Д-66М, Д-70), модельные шевронные сопла, реверсивные устройства и др.

К успехам **второго периода (2006-2010 гг.)** следует отнести: - работы, завершившиеся сертификацией (2009 г.) вспомога-

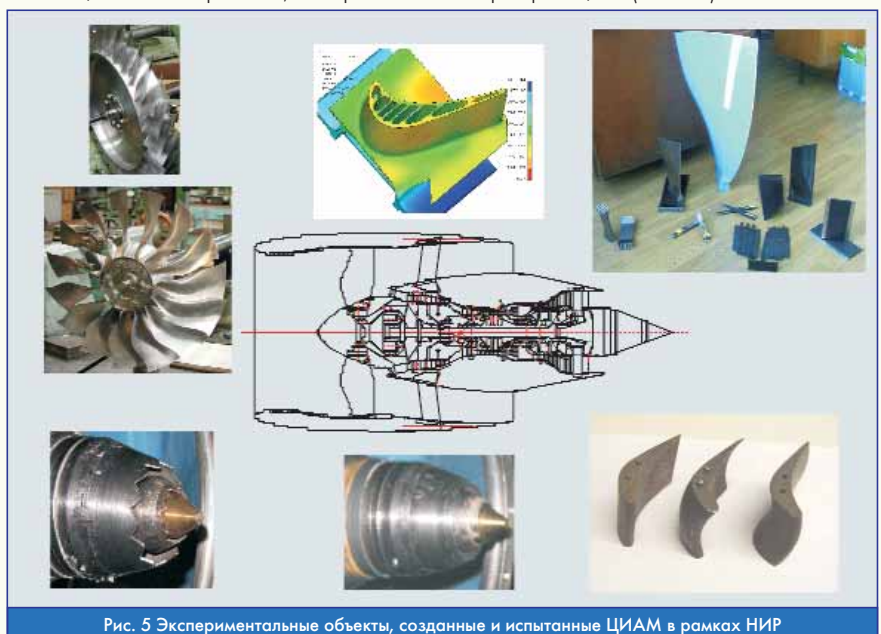


Рис. 5 Экспериментальные объекты, созданные и испытанные ЦИАМ в рамках НИР

тельного ГТД ТА18-200 (мощностью 365 кВт с генератором на 90 кВА для Ту-204/СМ, Ту-214, МС-21, МТС и др.) разработки ОАО "НПП "Аэросила";

- сертификацию модификаций ТРДД ПС90А - ПС-90А1, ПС-90А2 и ПС-90А3;

- сертификацию ТРДД SaM146 в EASA и в AP МАК в 2010 г. (с опозданием на 3 года);

- начало работ по проекту ПД-14 (создание и испытания экспериментального газогенератора (8+2) нового поколения).

В 2008 г. двигатель НК-93 №10 с демонстрационной САУ (штатной САУ, так же как и штатного винтовентилятора с органами управления, на нем не было) на летающей лаборатории Ил-76ЛЛ выполнил 3 полета до высоты 2000 м со скоростью 350...600 км/ч: первый - при работе двигателя на режимах автототации, второй и третий - при работе двигателя на крейсерском режиме. По результатам полета отработана методика измерений и оценены параметры двигателя. На этом финансирование работ по двигателю НК-93 было прекращено.

В 2006 - 2008 гг. были выпущены эскизный проект ГТД ВК-800В, комплект технической и конструкторской документации. Проведена экспериментальная доводка компрессора, а также подготовка производства для изготовления редуктора и свободной турбины ВК-800. В ноябре 2007 года двигатель ВК-800В прошел этап макета - первый этап сертификации. В 2008 году проведены стендовые испытания первого опытного экземпляра двигателя с выходом на частичный режим работы ( $\eta_{тк} = 90\%$ ,  $\eta_{сг} = 98\%$ ), отработано управление двигателем на запуске. В связи с прекращением бюджетного финансирования работы по двигателю ВК-800В в ОАО "Климов" в настоящее время практически не ведутся.

**В области создания научно-технического задела в 2006 - 2010 гг.** сохранялся приоритет работ в обеспечение разработки ТРДД нового поколения для БСМС. В рамках НИР "Демонстраторы" (в продолжение НИР "Программа НТЗ") проведены проектные разработки, изготовление и экспериментальные исследования в обеспечение технологической готовности к созданию базового ТРДД и семейства двигателей на его основе для самолетов ГА, включая:

- масштабную модель широкохордного вентилятора с подпорными ступенями (объект С179-2);
- варианты модельных экспериментальных облегченных рабочих лопаток (РЛ) вентилятора;
- демонстрационный компрессор высокого давления с  $\pi_k = 14$  с высоконагруженными ступенями (УГТ = 4-5);
- демонстрационную кольцевую камеру сгорания с жаровой



Рис. 7. Секция малоэмиссионной камеры сгорания

трубой сегментного типа (УГТ = 4-5);

- демонстрационную одноступенчатую высокоперепадную турбину высокого давления с переходным каналом для ТРДД магистральных самолетов (УГТ = 4);

- экспериментальный редуктор для привода вентилятора (УГТ = 4);

- экспериментальные модели для оптимизации систем шумоглушения ТРДД;

- модельные сопла, реверсивные устройства, модели других элементов силовой установки;

- демонстрационную систему автоматического управления с электроприводными агрегатами для демонстрационного газогенератора.



Рис. 8. Лопатки ТВД

Кардинальное изменение ситуации с отработкой новых технологий для ТРДД БСМС произошло в 2009 - 2011 годы, когда в рамках НИР "Технологии" - "Разработка и освоение ключевых технологий в области авиационного газотурбинного двигателестроения, необходимых для реализации программы создания семейства перспективных двигателей для гражданской авиации тягой от 9 до 18 тонн" и НИР "Освоение" - "Разработка и освоение новых технологических процессов для создания конкурентоспособных авиационных двигателей" при головной роли АО "ОДК" и ОАО "Авиадвигатель" с участием кооперации ведущих российских авиадвигателестроительных предприятий и НИИ был сделан весомый вклад в формирование научно-технического и технологического задела по разработке конструкции и технологий высокоэффек-

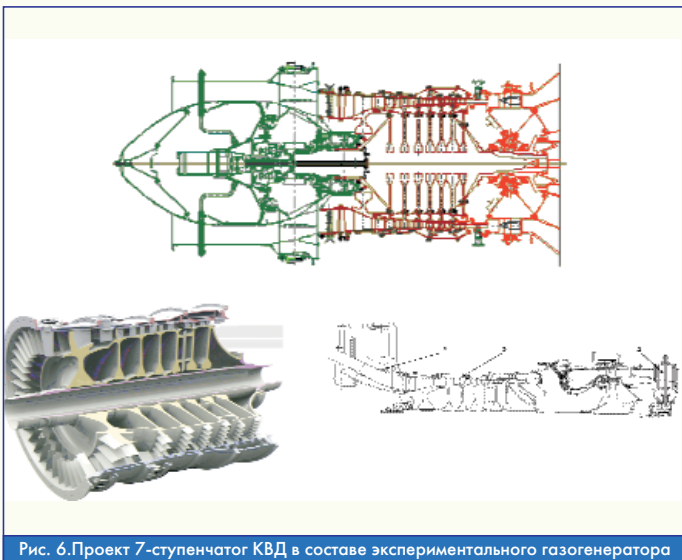


Рис. 6. Проект 7-ступенчатог КВД в составе экспериментального газогенератора

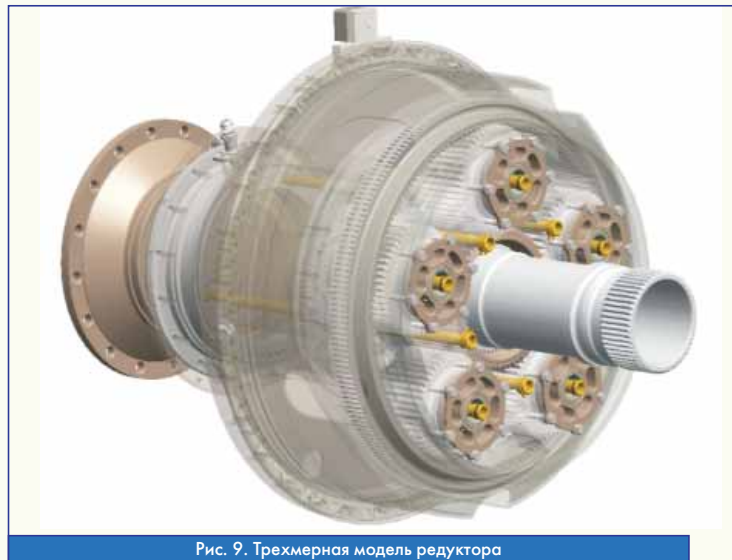


Рис. 9. Трехмерная модель редуктора

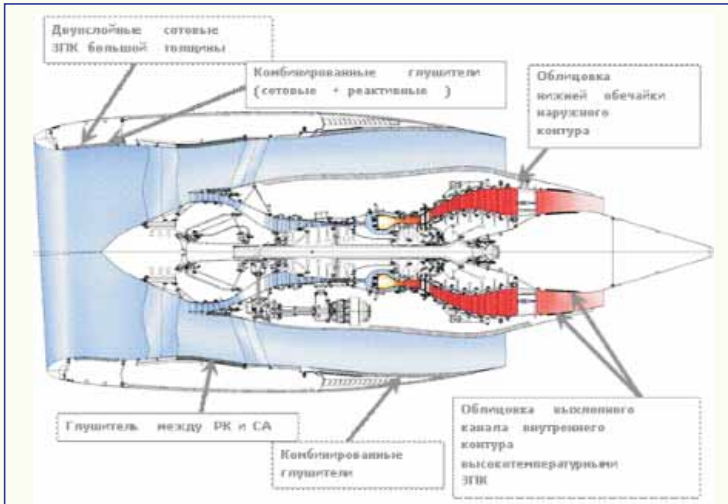


Рис. 10. Технологии шумоглушения в ТРДД

доле (с переносом мест расположения агрегатов) применительно к модификациям Ми-38-2 и Ми-38-3, разработаны электронные твердотельные модели двигателя с промежуточным редуктором и мотогондолы с обвязкой, математическая модель САУ двигателя, выполнена оценка системы воздушного запуска ГТД ТВ7-117В с применением ВГТД ТА-14, а также концепции и основных параметров пылезащитно устройства для двигателя ТВ7-117В.

К успехам **третьего периода (2011-2015 гг.)** следует отнести разработку, изготовление и проведение комплекса инженерных и доводочных работ на узлах, газогенераторах и демонстрационных двигателях в обеспечение создания и сертификации базового двигателя ПД-14 тягой 14 тонн для самолета МС-21-300 и как основы семейства гражданских двигателей тягой 9 - 18 тонн.

На эти цели в рамках Программы в 2011 - 2015 годах было запланировано 21 478,2 млн. руб.

В 2012 - 2014 гг. в рамках ОКР "Испытания ПД-14" разработана рабочая документация, изготовлен и прошел испытания демонстрационный двигатель. Изготовлена партия опытных двигателей ПД-14 и мотогондол. Проведены испытания составных частей (систем, узлов, деталей) опытного двигателя и мотогондолы на спецустановках. Уточнена РКД по результатам изготовления и испытаний опытных двигателей ПД-14 и мотогондол. В 2013 году в обеспечение начала сертификационных работ оформлен сертификационный базис двигателя ПД-14 и одобрена в АР МАК заявка на сертификацию двигателя.

В 2014 году начато изготовление опытной партии двигателей и мотогондол для подготовки к проведению доводочных (инженерных) и сертификационных испытаний.

Проведен очередной этап экспериментальных исследований

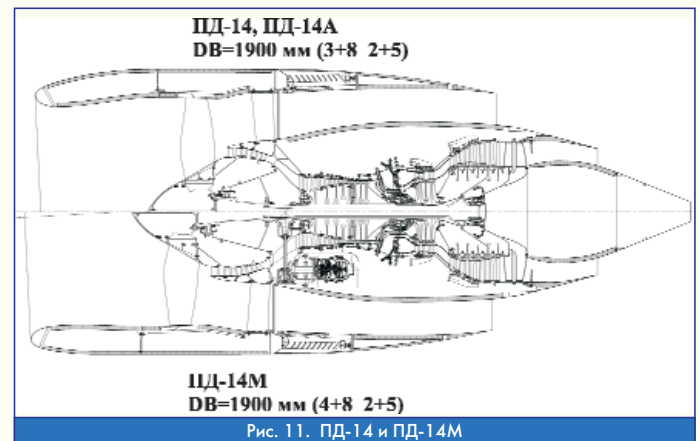


Рис. 11. ПД-14 и ПД-14М

характеристик конструкционной прочности материалов.

В 2015 г. работа идет в рамках ОКР "Испытания ПД-14 - 1".

С учетом реального состояния дел срок сертификации перенесен с 2015 г. на начало 2017 г.

Основной недостаток организации работ связан с тем, что к началу ОКР (2008 - 2009 гг.) из-за крайне недостаточного финансирования не был создан НТЗ по узлам и системам на 5 - 6 уровне.

тивных узлов и деталей авиационных двигателей нового поколения на основе перспективных конструкторских решений, материалов с новыми свойствами и технологического оборудования, обеспечивающего создание семейства перспективных двигателей для самолета МС-21 с выполнением требуемых летно-технических и эксплуатационных характеристик самолета и требований по сертификации ТРДД. Важно, что отработка новых технологий шла применительно к узлам и экспериментальному газогенератору двигателя ПД-14.

Основные задачи НИР "Технологии" состояли в разработке и освоении 16 критических технологий. Основные задачи НИР "Освоение" охватывали разработку и аттестацию технологий: сверхпластичного деформирования и диффузионной сварки; сварки трением рабочих колес из титановых сплавов; изготовления деталей ГТД из интерметаллидного сплава, работающих при температурах до 750° С; нанесения высокотемпературных покрытий и изготовления высокоэффективных уплотнений газозвдушенного тракта; изготовления перфорации жаровых труб камеры сгорания; финишных операций изготовления зубчатых колес; испытания образцов перспективных материалов основных деталей; нанесения термобарьерного покрытия и обработки поверхности лопаток турбины.

Кроме того, в рамках создания НТЗ выполнены НИР "Экология -ДГА", "Надежность-ДГА", "Эксперимент-2015", позволившие получить новые результаты и методические рекомендации в области улучшения экологических характеристик, прочности, надежности, безопасности и ресурса перспективных двигателей, развития методов и средств экспериментальных исследований.

В 2007 г. в связи с запретом Конгресса США на поставки двигателя фирмы Пратт-Уитни на вертолет Ми-38 была проведена НИР "Исследование возможности применения двигателя ТВ7-117В в составе силовой установки Ми-38", НИР "ТВ7-117В" (ОАО "Климов"). В результате были разработаны и изготовлены два макета двигателя ТВ7-117В для привязки к существующей мотогон-

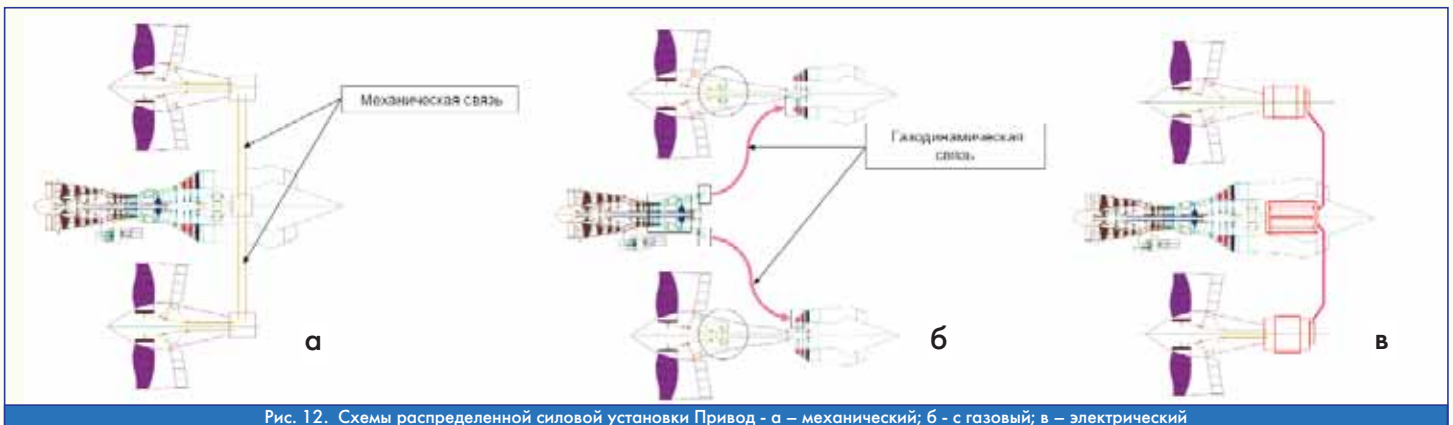


Рис. 12. Схемы распределенной силовой установки Привод - а – механический; б - с газовый; в – электрический

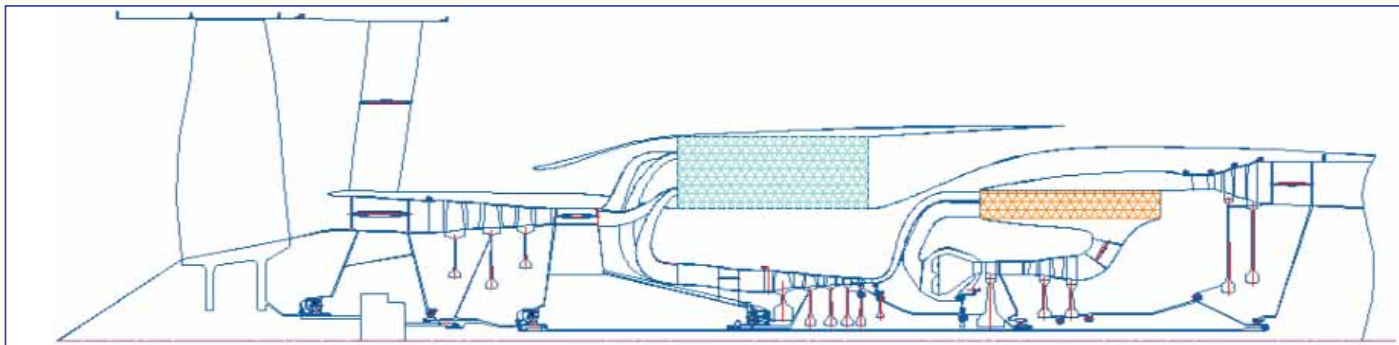


Рис. 13. Схемная компоновка ТРДД сложного термодинамического цикла

В нарушение устоявшейся в мире практики, свидетельствующей о том, что двигатель нового поколения создается в 1,5 - 2 раза раньше планера и других составляющих воздушного судна, ОКР по ПД-14 был начат на 3-4 года позже начала работ по МС-21 (2005 г.), причем в рамках ОКР по ПД-14 пришлось создавать "догоняющий" (а не "опережающий", как во всем мире) НТЗ, что не позволило до сих пор затвердить типовую конструкцию двигателя, обеспечивающую выполнение всех требований технического задания.

В области создания научно-технического задела в 2011 - 2015 гг. с учетом развертывания ОКР по ТРДД для БСМС приоритет в научно-исследовательских работах был отдан формированию задела для разработки перспективных двигателей гражданской авиации (включая самолеты, вертолеты и беспилотные летательные аппараты), вводимых в эксплуатацию в 2025 - 2030 гг. Исследованиям в этом направлении были посвящены НИР "Двигатели-2025" (2011-2012), "Перспектива", "Концепт 2030" (2013 - 2015) и "ТРДД-30" (2014-2015).

В результате проведения НИР "Двигатели-2025" определены рациональные направления дальнейших исследований в области перспективных силовых установок для магистральных и региональных самолетов ГА (ТРДД с повышенными параметрами рабочего процесса, ТВВД ("открытый ротор"), ТРДД со сложным термодинамическим циклом (прохлаждение и регенерация), распределенная силовая установка, интегрированная с планером, гибридный ТРДД с приводом вентилятора от турбины и электродвигателя), силовых установок для легкого сверхзвукового делового и пассажирского самолетов (СДС и СПС), силовых установок для вертолетов, в том числе скоростных (турбовальные двигатели на основе: одноступенчатого центробежного компрессора с  $\pi_k = 12$  - для легких вертолетов, двухступенчатого центробежного компрессора с  $\pi_k = 16$  и осецентробежного компрессора с  $\pi_k = 18$  - для средних вертолетов, а также пропульсивная СУ для скоростных вертолетов), авиационных поршневых двигателей мощностью 50...500 л.с. (бензиновых с принудительным зажиганием, роторно-поршневых, дизельных) и перспективных вспомогательных ГТД, в том числе на основе топливных элементов.

На основе этой работы ЦИАМ совместно с Инженерным центром АО "ОДК" в 2012 г. сформировал и утвердил в Департаменте авиационной промышленности Минпромторга России "Перечень мероприятий по проектированию, изготовлению и испытаниям экспериментальных объектов в 2012 - 2016 гг. в целях создания НТЗ для авиационных двигателей гражданского назначения 2025-2030 годов", на базе которого сформированы последующие НИР - "Перспектива" и "Концепт 2030".

В рамках НИР "ТРДД-30" (совместно с ФГУП "ЦАГИ" и АО "ОДК") и "Самолет-2020" (совместно с ПАО "ОАК") определены рациональные технические облики перспективных конкурентоспособных отечественных ТРДД большой тяги (30 -35 тонн) и направления создания семейства двигателей на основе унифицированного газогенератора для новых широкофюзеляжных дальнемагистральных и транспортных самолетов большой грузоподъемности.

Для того, чтобы не произошло повторение ситуации с ПД-14, когда ОКР был начат при недостаточном НТЗ, необходимо проведение тесно скоординированной работы ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова", ФГУП "ЦАГИ", АО "ОДК" и ПАО "ОАК" по определению приоритетов развития гражданской авиационной техники и обеспечение скорейшего выхода работ по созданию НТЗ в области авиационных двигателей на УПТ = 4-6. Доля работ по отработке технологий для перспективных авиационных двигателей должна быть не менее 25 - 30 % от общего объема работ по созданию НТЗ.

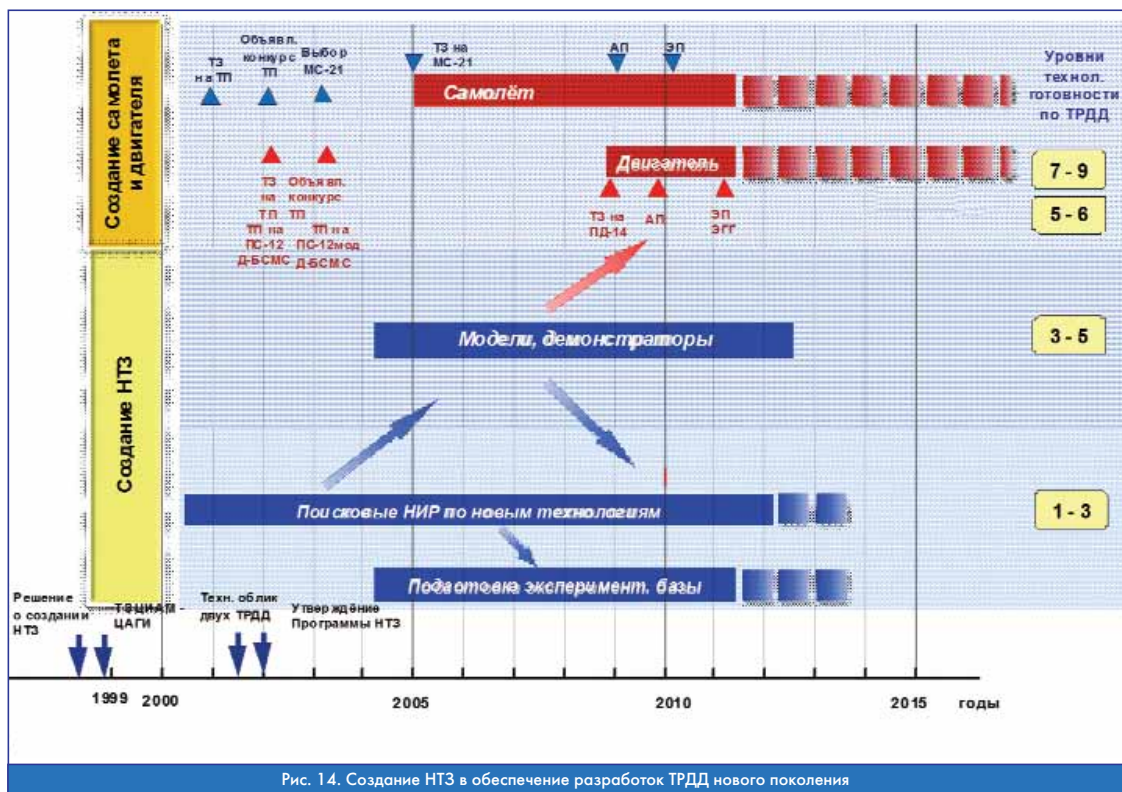


Рис. 14. Создание НТЗ в обеспечение разработок ТРДД нового поколения







## Гранты Президента России для государственной поддержки ведущих научных школ,

в которые входят и молодые ученые, аспиранты, студенты, выделяются на двухлетний срок для финансирования фундаментальных и прикладных научных исследований.

*“Наша научная школа регулярно получает этот грант, начиная с 2003 года, - поясняет Александр Старик. - Присуждение таких грантов осуществляется на конкурсной основе, и мы соответствуем всем требованиям, предъявляемым к ведущим научным школам и их руководителям. Участники нашей научной школы публикуют свои статьи в высокорейтинговых международных журналах с высоким импакт-фактором, у нас интересное и важное направление исследований: механизмы образования экологически опасных соединений при горении различных органических и неорганических топлив и разработка новых концепций и методов сокращения эмиссии загрязняющих атмосферу веществ авиационными двигателями*

*и двигателями других транспортных систем”.*

Помимо данной научной школы, на базе Центрального института авиационного моторостроения сформировались и получили мировое признание другие научные школы. Их становление связано с именами выдающихся ученых, таких как Г.Н. Абрамович, Л.И. Седов, Г.Г. Черный (газовая динамика), В.М. Акимов, И.А. Биргер, Р.С. Кинашвили, А.А. Коломийцев, В.Я. Натанзон, А.Ш. Нейман, С.В. Серенсен (прочность и надежность), А.А. Бессонов (химмотология), С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунов, А.Я. Черкез, Р.И. Курзинер (теория двигателей) и других.

Пресс-служба ЦИАМ

# ВЫШЕЛ ЮБИЛЕЙНЫЙ ВЫПУСК СБОРНИКА “СОЗВЕЗДИЕ”



### ПОЗДРАВЛЯЕМ!

В уникальном проекте Ассоциации Союз Авиационного двигателестроения (АССАД) - серии книг "Созвездие" юбилей: **вышла десятая книга сборника.**

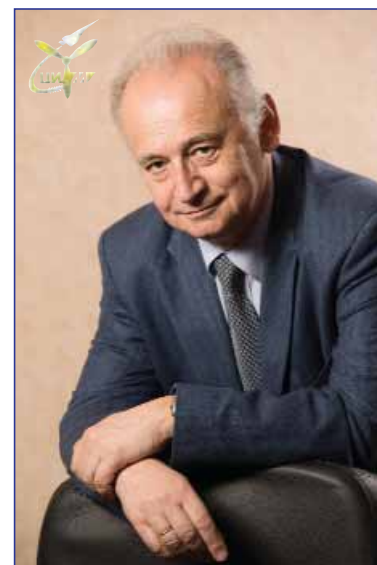
Книга, подготовленная, как и предыдущие, коллективом авторов под общей редакцией президента АССАД В.М. Чуйко, выпущена тиражом 1000 экземпляров. Вот уже в десятом издании, рассказывается о судьбах ведущих специалистов, конструкторов и ученых отечественной авиадвигательной по-

томах авторы старались ближе знакомиться с самими описываемыми в статьях людьми. И во многих статьях можно видеть взгляд на происходившее самих героев очерков. Это позволяет читателю ближе почувствовать происходившее, как бы стать его участником.

Ни в одной другой отрасли промышленности такого цельного проекта как "Созвездие" нет, хотя статьи о людях, на чьих плечах держится и наука и производство и сама жизнь нашей страны - не редкость. Именно в таком ключе построен очерк о заместителе Генерального директора - начальнике отделения ЦИАМ Оскаре Соломоновиче Гуревиче: "Генеральный конструктор систем автоматического управления авиационными двигателями".

### У Оскара Соломоновича в этом году юбилей.

Пользуясь случаем, редакция журнала "Двигатель" (имевшая непосредственное отношение к появлению статьи о юбиляре) присоединяет свой голос к поздравляющим, и желает О.С. Гуревичу после его 75-летия ещё многих и многих лет столь же плодотворной, как и раньше, работы, понимания и поддержки руководства, сослуживцев и коллег, любви и уважения в семье и самого крепкого здоровья - как неперменного фактора, обеспечивающего безаварийную работу всего комплекса пожелаемого. **И**



дотрасли. Представляемая серия делает живыми и понятными все этапные моменты отечественного двигателестроения, показывая их через судьбы людей, которые это авиационное двигателестроение создавали. Практически всё, вошедшее в сборнике уникально и ранее неизвестно не только широкому кругу читателей, но и, зачастую, соратникам героев очерков, сотрудничавших с ними, но знавших их в основном только по работе.

Если первые книги сборника писались о недавно ушедших от нас людях и построены по воспоминаниям сослуживцев, преемников на ответственных рабочих постах и близких людей, то в самых последних

# Ядерная наука в авиадвигателях будущего

## ЭЛЕМЕНТЫ ТЕОРИИ НИЗКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ЯДЕРНЫХ РЕАКЦИЙ LENR С АНАЛИЗОМ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ИХ ПРИМЕНЕНИЯ К ПЕРСПЕКТИВНЫМ СИЛОВЫМ УСТАНОВКАМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**Михаил Яковлевич Иванов**, д. ф.-м. н., главный научный сотрудник, ГНЦ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова",  
**Владимир Петрович Кокорев**, к.в.н., начальник сектора ОНТИ ГНЦ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

*Изложены элементы теории низкоэнергетических ядерных реакций (Low Energy Nuclear Reactions – LENR). Предложена интегральная полуэмпирическая модель LENR, основанная на анализе дефекта массы исходных и конечных продуктов сгорания. Система LENR – разновидность ядерной энергии, выделяемой при изменении изотопного состава топлив, потенциально в 4000 раз превосходит энергетическую плотность химических источников энергии при отсутствии эмиссии вредных веществ и радиоактивного излучения. Представлено мнение американских экспертов по возможности применения LENR в аэрокосмических силовых установках, возможность революционных изменений с внедрением LENR технологий для перспективных силовых установок, кардинальное улучшение характеристик ЛА. При конструировании авиационной системы используют безразмерную массу ЛА (Non-Dimensional Aircraft Mass – NAM).*

*Presents an overview of several missions that exploit the capabilities of a Low Energy Nuclear Reaction (LENR) aircraft propulsion system. LENR is a form of nuclear energy and potentially has over 4,000 times the energy density of chemical energy sources. It does not have any harmful emissions or radiation which makes it extremely appealing. The global reliance on crude oil for aircraft energy creates the opportunity for a revolutionary change with LENR. LENR will impact aircraft performance capabilities, military capabilities, the environment, the economy, and society. Although there is a lot of interest in LENR, there is no proven theory that explains it. Some of the technical challenges are thermal runaway and start-up time. A non-dimensional aircraft mass (NAM) ratio diagram is used to explore the aircraft system design space.*

**Ключевые слова:** низкоэнергетические ядерные реакции, дефект массы, аэрокосмические силовые установки, безразмерная масса ЛА.

**Keywords:** Low Energy Nuclear Reactions – LENR, aircraft performance, aircraft powerplant, non-dimensional aircraft mass (NAM)

### Введение

Аббревиатура LENR в настоящее время считается общепринятой и обозначает в прямом переводе с английского низкоэнергетические ядерные реакции. Процессы LENR существенно отличаются от традиционного ядерного синтеза элементов, так как происходят при достаточно низких значениях температуры и энергии протекающих ядерных реакций. Насколько нам известно, возможность таких низкоэнергетических реакций экспериментально была продемонстрирована И.С. Филимоновым в 50-х годах прошлого столетия. На созданной под его руководством опытной термоэмиссионной гидролизной установке происходил электролиз тяжелой воды при использовании металлического катода, содержащего палладий. Установка генерировала избыточное тепло, причем было подтверждено отсутствие при ее работе вредного радиоактивного излучения.

Достаточно полный обзор (с 1989 г.) работ по тематике LENR, называемой также в отечественной литературе холодной трансмутацией ядер, можно найти в статье А.Г. Пархомова [1] и на сайте <http://lenr.seplm.ru>. Здесь мы только отметим выдающиеся последние достижения в этом направлении - экспериментальный теплогенератор А. Росси [2,3] и его аналог, созданный А.Г. Пархомовым [4]. Два последних теплогенератора LENR используют в качестве топлива порошок никеля Ni (порядка 1 г), смешанный с порошком алюминогидрида лития LiAlH<sub>4</sub> (порядка 0,1 г). Следует особо подчеркнуть, что работоспособность теплогенератора А. Росси была подтверждена в 2014 г. специальной комиссией, подготовившей и опубликовавшей в октябре прошлого года соответствующий отчет [5,6]. В плане теоретических объяснений мы считаем полезным упомянуть физическую модель процесса, предложенную в статье Н.Д. Кука и А. Росси [3]. Суть данной модели состоит в захвате изотопом лития <sup>7</sup>Li протона (т.е. в синтезе бериллия <sup>8</sup>Be) и последующим распадом синтезированного бериллия на две альфа-частицы с высокой кинетической энергией (без наличия гамма-радиации). Однако реализация такого процесса должна

быть существенно затруднена необходимостью преодоления кулоновского барьера протоном.

В настоящей работе предложена физическая интегральная модель процесса LENR, основанная на экспериментально зарегистрированном изменении изотопного состава исходных и конечных продуктов протекающей реакции. Наша модель в целом опирается на основы классической ядерной физики. Важной особенностью предложенной модели является возможность выполнить оценку количества выделяемой в протекающем процессе энергии и дать рекомендации по возможным составам других топлив.

Принципиальными вопросами при обосновании нашей физической модели являются ещё два замечательных экспериментальных факта: замеренная величина температуры свободного космического пространства и обнаружение тёмной материи во Вселенной. Конечное значение температуры свободного пространства  $T_0=2,73$  К было впервые определено А. Ренгером [7] (см. также интересный обзор [8]). Общеизвестным также и весьма надёжно обоснованным считается факт наличия в природе тёмной материи, составляющей подавляющие 96 % от общего количества вещества нашей Вселенной. На данные два экспериментальных факта опирается рассмотренная в статье полуэмпирическая интегральная модель LENR [9]. В нашей статье также подробно представлено мнение американских экспертов по возможности применения LENR в аэрокосмических силовых установках [10].

### Элементы интегральной модели LENR

Рассматриваемая в настоящей работе физическая модель LENR следует непосредственно из анализа изотопного состава исходных и конечных компонент протекающей реакции. Продемонстрируем её основные особенности, исходя из аккуратно замеренного состава изотопов лития и никеля, использованного в качестве топлива в экспериментах Росси - Пархомова [2-5]. При этом анализируем таблицу 1, цитируемую из публикаций [5,6].

В конечном составе отработавшего топлива имеем изотоп <sup>6</sup>Li

в количестве 92,1% (либо 57,5% при измерении другим методом) при исходном содержании 8,6% (в природе 7,5%). Изотоп никеля  $^{62}\text{Ni}$  в отработавшем топливе составляет около 99% (в природе 3,6%). Отмеченный состав изменения компонент показывает "выгорание" изотопа  $^7\text{Li}$  и преобразование изотопов никеля  $^{58}\text{Ni}$ ,  $^{59}\text{Ni}$ ,  $^{60}\text{Ni}$  и  $^{61}\text{Ni}$  в изотоп  $^{62}\text{Ni}$ . Изотоп лития  $^7\text{Li}$ , освобождаясь от одного нейтрона, фактически "передает" его никелю.

ТАБЛИЦА 1

Изотопный состав лития и никеля в исходном и отработавшем топливе (%), измеренный методами ToF-SIMS и ICP-MS, а также природное соотношение изотопов в этих элементах.

	Исходное топливо		Отработавшее топливо		Природа
	ToF-SIMS	ICP-MS	ToF-SIMS	ICP-MS	
$^6\text{Li}$	8,6	5,9	92,1	57,5	7,5
$^7\text{Li}$	91,4	94,1	7,9	42,5	92,5
$^{58}\text{Ni}$	67	65,9	0,8	0,3	68,1
$^{60}\text{Ni}$	26,3	27,6	0,5	0,3	26,2
$^{61}\text{Ni}$	1,9	1,3	0,0	0,0	1,8
$^{62}\text{Ni}$	3,9	4,2	98,7	99,3	3,6
$^{64}\text{Ni}$	1		0		0,9

Подсчитаем изменение величины массы (в атомных единицах массы - а.е.м.) одного нейтрона, "переходящего" от  $^7\text{Li}$  никелю [9]. Разница атомных масс у  $^6\text{Li}$  и  $^7\text{Li}$  есть масса освобождающегося нейтрона  $m_n^0$ :

$$m_n^0 = 7,0161 - 6,0151 = 1,001 \text{ а.е.м.},$$

которая имеет величину, большую 1. Подсчитаем массу связанного нейтрона  $m_n^k$  в изотопе никеля  $^{62}\text{Ni}$ , масса которого на 4 связанных нейтрона больше массы изотопа  $^{58}\text{Ni}$ . Имеем  $m_n^k = (61,92834 - 57,93534) : 4 = 0,9982 \text{ а.е.м.} < 1$ .

В этом процессе получаем величину "дефекта массы" на один нейтрон перехода

$$\Delta m = m_n^0 - m_n^k = 1,001 - 0,998 = 0,0028 \text{ а.е.м.}$$

и высвобождающуюся "энергию связи" (в Мегаэлектронвольтах-МэВ)  $\Delta E = \Delta m c^2 = 0,0028 \cdot 931 = 2,6068 \text{ МэВ}$ .

Выполненный элементарный интегральный расчет дефекта массы показывает, что при "переходе" одного нейтрона от  $^7\text{Li}$  к  $^{62}\text{Ni}$  может выделиться энергия связи в количестве 2,6068 МэВ.

Представим также проведенную оценку выделяемой энергии в несколько иной форме - с использованием представлений "капельных" моделей участвующих в процессе ядер. Запишем процесс в виде сумм масс ядер исходных и конечных продуктов протекающей реакции  $4^7\text{Li} + ^{58}\text{Ni} = 4^6\text{Li} + ^{62}\text{Ni} + 0,0112 \text{ а.е.м.}$

Выделяемая при этом энергия составляет 10,4272 МэВ.

Проанализируем теперь, исходя из тех же соображений, работу теплогенераторов LENR типа Филимоненко - Флешмана - Понса, реализующих гидролиз тяжелой воды при использовании металлического катода, содержащего палладий. Определим изменение величины массы одного нейтрона, "отрывающегося" от дейтерия. Разница атомных масс дейтерия  $^2\text{H}$  и протия  $^1\text{H}$  составляет

$$m_n^0 = 2,14102 - 1,00782 = 1,00623 \text{ а.е.м.} > 1.$$

Разность атомных масс соседних изотопов палладия  $^{106}\text{Pd}$  и  $^{105}\text{Pd}$  составляет

$$m_n^k = 105,90348 - 104,9508 = 0,9984 \text{ а.е.м.} < 1.$$

В данном случае величина "дефекта массы" на один нейтрон перехода равна

$$\Delta m = m_n^0 - m_n^k = 1,00623 - 0,9984 = 0,0079 \text{ а.е.м.}$$

и высвобождающаяся "энергия связи"

$$\Delta E = \Delta m c^2 = 0,0079 \cdot 931 = 7,355 \text{ МэВ}.$$

Суммарный процесс изменения масс участвующих ядер в этом случае может быть представлен также в виде

$$^2\text{H} + ^{105}\text{Pd} = ^1\text{H} + ^{106}\text{Pd} + 0,0079 \text{ а.е.м.}$$

с выделением энергии в объеме 7,355 МэВ.

Легко заключить из таблицы атомных масс других стабильных изотопов палладия, что реакция "захвата" нейтрона с атомной массой  $< 1$  в других случаях не реализуется (исключение составляет изотоп палладия  $^{103}\text{Pd}$ , имеющий период полураспада 17 су-

ток). Этим фактом можно объяснить многие неудачи с повторением опытов Флешмана - Понса после 1989 г. в реализации гидролиза тяжелой воды при использовании металлического катода, содержащего палладий.

Вышеизложенные два примера наглядно демонстрируют возможность объяснения эффекта тепловыделения в генераторах типа Филимоненко - Флешмана - Понса и типа Росси - Пархомова, рассматривая только изменение атомной массы нейтронов (или участвующих ядер). Освобождающиеся нейтроны с эффективной атомной массой  $> 1$  и захваченные нейтроны с эффективной атомной массой  $< 1$  в принципе объясняют процесс выделения тепла в традиционных терминах высвобождающейся энергии связи. При этом следует допустить возможность уменьшения массы у свободного нейтрона и построить соответствующую модель структуры нейтрона [9]. Изложим теперь с тех же позиций "дефекта массы" возможность применения других составов топлив для теплогенераторов типа Росси - Пархомова.

### Рекомендации по возможным другим составам топлив

Приведем два примера возможной замены порошка никеля в теплогенераторах типа Росси - Пархомова. Анализируя атомные массы изотопов других элементов, можно сделать заключение о возможности применения вместо никеля, в частности, железа, а именно изотопов  $^{56}\text{Fe}$  с атомной массой 55,93493 и  $^{54}\text{Fe}$  с атомной массой 53,93961. Здесь легко получаем при применении того же лития величину "дефекта массы" на один нейтрон перехода  $\Delta m = 1,001 - 0,9976 = 0,0037 \text{ а.е.м.}$

Энергия связи и, следовательно, выделившаяся энергия должна получиться на примерно 20% выше, чем в случае лития и никеля у Росси - Пархомова.

Аналогично, при применении в паре с литием изотопов кремния  $^{30}\text{Si}$  с атомной массой 29,9737 и  $^{29}\text{Si}$  с атомной массой 28,9764 величина "дефекта массы" на один нейтрон перехода составит  $\Delta m = 1,001 - 0,9973 = 0,0037 \text{ а.е.м.}$

Величина выделяемой энергии примерно на 30% превысит величину в экспериментах Росси - Пархомова.

Приведем примеры возможной замены изотопов лития на изотопы бериллия и магния. Для  $^9\text{Be}$  и  $^8\text{Be}$  имеем атомные массы 9,012182 и 8,005305 соответственно. Здесь стабильный изотоп  $^9\text{Be}$  переходит в нестабильный изотоп  $^8\text{Be}$  с величиной массы освобождающегося нейтрона  $m_n^0 = 1,0069$ . Далее следует учитывать нестабильность изотопа  $^8\text{Be}$  и почти мгновенное его деление на два ядра  $^4\text{He}$ .

На наш взгляд наиболее перспективным "чистым" топливом (при справедливости используемой модели) будет магний, присутствующий на Земле в количестве примерно 2%. Магний имеет три подходящих стабильных изотопа  $^{24}\text{Mg}$ ,  $^{25}\text{Mg}$  и  $^{26}\text{Mg}$  с соответствующими атомными массами 23,98504; 24,98587 и 25,98259. Теоретически возможно выгорание изотопа  $^{25}\text{Mg}$  с образованием одновременно изотопов  $^{24}\text{Mg}$  и  $^{26}\text{Mg}$ . Рассчитываемый при этом "дефект массы" на один нейтрон  $\Delta m = 1,0008 - 0,9968 = 0,0040 \text{ а.е.м.}$

Изменение суммарной массы исходных и конечных продуктов запишем также в форме реакции  $^{25}\text{Mg} = ^{24}\text{Mg} + ^{26}\text{Mg} + 0,004 \text{ а.е.м.} (3,724 \text{ МэВ})$ .

Процентный состав указанных изотопов магния на Земле известен и составляет соответственно примерно 79%, 10% и 11%. Таким образом, запас изотопа магния  $^{25}\text{Mg}$  на Земле (около 0,2%) делает его использование весьма перспективным топливом. Весьма перспективным "чистым" топливом (при справедливости используемой модели) будет также титан, присутствующий на Земле в количестве примерно 0,57%. Его применимость для реализации процессов LENR следует из аналогичного анализа пяти стабильных изотопов титана [9]. Естественно, что последние рекомендации по применению магния и титана в качестве наиболее подходящих топлив для теплогенераторов типа Росси - Пархомова требуют тщательного подтверждения путем испытаний, аналогичных [2-5].

## Возможности применения LENR в аэрокосмических силовых установках

Американские эксперты представляют обзор нескольких миссий, которые используют авиационную силовую систему на базе LENR (AIAA Paper 2014-3009). Система LENR представляет разновидность ядерной энергии и потенциально в 4000 раз превосходит энергетическую плотность химических источников энергии. Она не выделяет вредных эмиссий или излучения, что делает её исключительно многообещающей. Глобальная зависимость от сырой нефти для энергии ЛА создаёт условия для революционных изменений с внедрением LENR технологий. Последняя окажет влияние на возможности характеристик ЛА, военные возможности, экологию, экономику и общество. Хотя есть большой интерес к LENR, нет достаточно надежно проверенной теории, которая её объясняет. В отличие от нашей работы американцы не исследуют вопроса научно-технической осуществимости LENR технологий и предполагают, что система доступна. В качестве инструментария конструирования авиационной системы используется безразмерная масса ЛА (Non-Dimensional Aircraft Mass - NAM).

Эксперты НАСА изучают вопрос, когда произойдёт следующее революционное изменение в авиации? В течение десятилетий конструкция самолётов и силовых установок, созданных полвека назад, практически менялась весьма слабо. Авиационные НИОКР сосредоточивались на получении долей процента в улучшении эффективности характеристик. Большинство усовершенствований происходило от улучшенного понимания и совместного использования различных дисциплин или прогресса новых технологий. Относительная дороговизна топлива вместе с повышением спроса на энергетические ресурсы усложняет проблему. Если не будет изменений, потенциально может возникнуть ситуация с ужесточением мандатных правил, которые, в свою очередь, вызовут ограничение транспортного роста. Кроме того, самолётостроители также пытаются снизить шум и вредные эмиссии для выполнения экологических требований, которые прогрессивно становятся всё более жёсткими.

Все эти конфликтующие требования создают крупные вызовы для проектировщиков будущих самолётов. В то же время новые источники энергии имеют определенный потенциал и возможность для решения этих вызовов. Одними из наиболее перспективных технологий, как уже отмечалось, являются низкоэнергетические ядерные реакции (LENR). Это разновидность ядерной энергии, которая потенциально в 4000 раз превосходит плотность химической энергии с нулевым парниковым газом или эмиссиями углекислого газа.

Американцы представляют мотивацию для рассмотрения LENR как наиболее перспективной концепции для использования в авиационных силовых системах, которая обеспечивает новые и существенно более высокие возможности миссий. Впервые LENR появилась как холодный синтез с намерением выделить её от методов традиционного синтеза, который относился к экстремально высоким температурам для инициирования ядерных реакций. Например, термоядерная бомба требует атомной бомбы для генерирования высоких температур, которые создают реакцию синтеза. В отличие от упомянутого факта, LENR требует сравнительно низких температур или энергий для инициирования реакций. С момента возникновения LENR многие ученые сомневались в их существовании. Сегодня отсутствует общепризнанная физическая теория, описывающая LENR реакцию, однако последние эксперименты показали обнадеживающие результаты. LENR на первый взгляд противоречива, поскольку пока было трудно с достоверностью воспроизвести экспериментальные результаты. Более того, продолжают дебаты о достоверности положительных результатов и факта, что экспериментальные реакторы можно предварительно загружать энергией. Американские исследователи предполагают, что заявления о LENR достоверны и рабочая система существует. В данном случае они идентифицируют и формулируют авиационные миссии, которые они либо эксплуатируют уни-

кальные возможности LENR или обеспечиваются LENR силовой системой. Преимущества LENR сравниваются и противопоставляются с другими альтернативными источниками энергии. Приводится анализ высокого уровня для исследования проектного пространства LENR самолёта в различных потенциальных сценариях миссии большой продолжительности.

### Плотность энергии процессов LENR

Низкоэнергетические ядерные реакции теоретически до восьми миллионов раз превосходят энергетическую плотность химических источников.

**Таблица 2**  
Сравнение ядерной энергии

	LENR	Деление	Синтез
Теоретическая максимальная плотность энергии	8 000 000 раз > химической	7 300 000 раз > химической	1 900 000 раз > химической
Фундаментальная сила	Слабая	Сильная	Сильная

Таблица 2 показывает теоретическую максимальную плотность энергии для LENR, деления и синтеза. LENR имеет аналогичные характеристики для деления и синтеза, но без вредной радиации или отходов. Излучение нейтронов или гамма радиация от экспериментальных реакторов незначительна. Защиты от радиации не ожидается. Историю начала развития LENR американцы относят к исследованиям холодного синтеза Флешмана и Понса 1989 года [4]. С тех пор проведена значительная работа по уточнению теории и созданию рабочего реактора. Обещающая теория Widom-Larsen опубликована в 2006 году. Она основана на стандартной модели и использует обычную физику. LENR масштабируется, портативна и имеет потенциал заменить энергию всего ископаемого топлива. Недавние сообщения в мае 2013 года показывают результаты двух экспериментов с реакторами LENR в декабре 2012 и марте 2013 года. Реакторы были цилиндрической формы длиной около 33 см и диаметром 9 см. Внутренний цилиндр сделан из стали марки 310 steel американского НИИ (American Iron and Steel Institute - AISI), внешний кожух из нитрид кремниевой керамики, а две торцевые заглушки из стали марки AISI 316 steel. Реакционные материалы состояли из никелевого порошка, пропитанного водородом.

**Таблица 3**  
Результаты испытаний LENR реактора

	Декабрь 2012	Март 2013
Нетто-энергия (Вт.ч)	160 000	62 000
Плотность энергии (Вт/кг)	7 x 10 <sup>5</sup>	5.3 x 10 <sup>3</sup>
Плотность тепловой энергии (Вт.ч/кг)	6,8 x 10 <sup>7</sup>	6,1 x 10 <sup>5</sup>
Входная энергия (Вт.ч)	35 000	33 000
Реакционная масса (кг)	0,001	0,001
Время запуска (ч)	Нет данных	2
Общее время теста (ч)	96	116
Максимальная температура (°C)	496	308

Среди самых значительных мотиваций применения LENR укажем постоянно растущий спрос на генерирование чистой энергии для удовлетворения потребности промышленности и теплового обеспечения жизнедеятельности.

Для иллюстрации сказанного на Рис.1 приводится общее производство и потребление сырой нефти в Соединённых Штатах



с 1980 года и прогнозируемая выработка к 2040 году. Два основных вывода из рисунка сводятся к следующему:

- потребление сырой нефти в США увеличится к 2040 году и
- выработка не будет удовлетворять спроса.

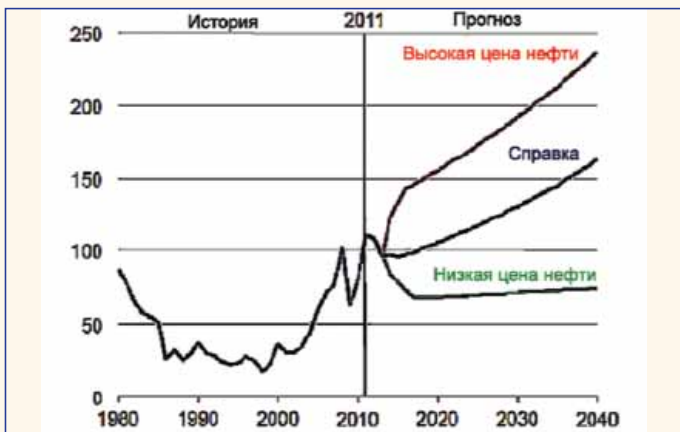


Рис. 1. Средняя годовая стоимость сырой нефти марки Brent в трёх случаях, 1980-2040 (2011 USD за баррель)

Рис. 2 показывает прогноз цен на сырую нефть Информационно-го агентства энергетики США с 1980 по 2040 год. Один вывод можно сделать из рисунка, что в справочном случае цены, как ожидают, повысятся к 2040 году. Из двух рисунков вместе следует, что сырая нефть будет дорогим источником энергии и в большом спросе.

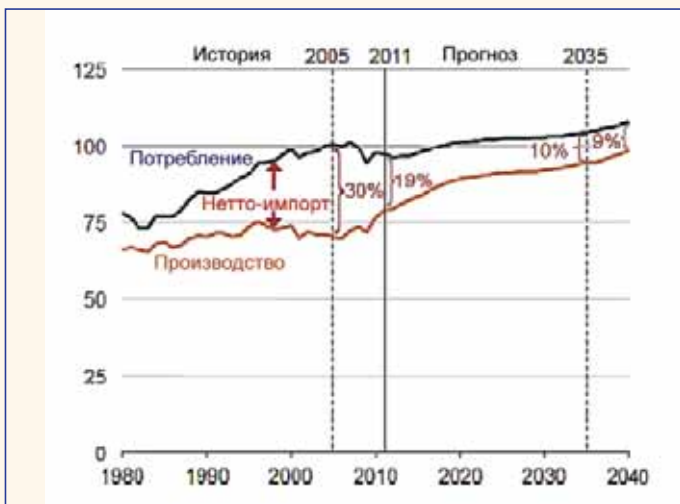


Рис. 2. Общее производство и потребление энергии в США, 1980-2040 (квадрильоны Btu)

Методы LENR имеют потенциал изменить стоимость энергии в будущем, причём это будет революционное изменение. Как принципиально другой вид энергии по сравнению с текущими источниками он может дать большой выигрыш. Этот новый источник энергии стимулирует переоценку миссий и архитектур, во многом из-за того, что изменения потребуются на фюзеляжах, использующих ГТД.

Самолёты с первыми ГТД выглядели как прежние поршневые машины, но оснащались реактивными двигателями и выполняли те же виды миссий с маргинальными улучшениями характеристик. В ходе исследований и испытаний более мощные реактивные двигатели подтвердили хорошую интеграцию с авиационными фюзеляжами и практичность для эксплуатации на больших высотах и с высокими скоростями. Такой же сценарий будет справедлив для самолёта с установкой LENR. LENR революционная технология, чей потенциал не может быть реализован за счёт эволюционной интеграции в существующих фюзеляжах. Весьма перспективно проектировать остальную часть самолёта вокруг технологии LENR, которая обладает такими радикально отличными характеристиками.

## Влияние

Ожидается, что характеристики самолётов будут другими для LENR. Самолёт будет иметь практически неограниченную дальность и продолжительность полета. Эта особенность повлияет на конструирование самолёта. Дальность и продолжительность больше не будут активными ограничителями пространства проектирования. Реакторы LENR работают на малых количествах топлива в течение недель или месяцев, что приведёт к практически ничтожным запасам топлива и миссиям с постоянным весом. LENR повлияет на возможности миссии, которая может быть релейной связью, слежением за ураганами, наблюдением за полярным льдом.

LENR будет иметь широкое военное применение. Американские военные сейчас тратят много средств на топливо, от которого при применении LENR можно будет отказаться. Энергетическая независимость станет сильной стороной будущего, а вооружённые силы смогут инвестировать сэкономленные на энергии в разработку новых возможностей (например, таких как ультра длинные продолжительные миссии) и приобретение активов.

Использование LENR окажет также заметное экологическое влияние. LENR не сжигает ископаемого топлива, тем самым снижая любые эмиссии. Реактор LENR может работать на количестве реагентов порядка граммов от многих месяцев до лет, если сравнить с ГТД, требующем тысячи килограмм топлива для работы в течение нескольких часов. Важность уменьшения эмиссий и расхода топлива очевидна исходя из технологических целей НАСА для будущих дозвуковых аппаратов снижения расхода топлива, эмиссий и уровня шума. LENR прямо рассматривает две из этих целей и может использовать дополнительную энергию от системы для активного снижения авиационного шума или ввода дополнительных технологий снижения шума.

## Вызовы

LENR как технология, применяемая в авиации, столкнётся с обычными и уникальными вызовами. Сейчас ни одна из предлагаемых теорий LENR в целом не принята. Достоверная LENR теория будет особенно полезной для понимания характеристик процесса. До сих пор построены только экспериментальные реакторы. Большинство экспериментальных систем очень отличается от серийных систем в смысле надёжности и безопасности. Изготовителям LENR реакторов потребуются рассмотреть много проблем на пути продвижения к коммерциализации. Другим вызовом LENR должно быть преодоление термального выброса, происходящего, когда температура реактора достигает критической точки, при которой начинает играть роль термостойкости. Тепловой разрыв приводит к плавлению материалов реактора.

Наиболее вероятной другой проблемой безопасности станет высокая энергетическая плотность LENR реакторов. Хранение большого количества энергии всегда потенциально опасно. Принятие общественностью LENR технологий будет ещё одним вызовом, поскольку общественность должна чувствовать себя комфортно при наличии LENR процессов и обеспечить себя мерами безопасности, которые предусматривает техническая операция. Слово "nuclear" (ядерный) в названии "LENR" может насторожить потенциальных заказчиков, поэтому изготовители могут рассмотреть другое имя для целей маркетинга.

LENR не является зрелой технологией, она не готова для интеграции в авиацию сегодня. Нет тепловых двигателей или систем управления, готовых для интеграции с LENR реактором. Необходимы исследования для определения оптимального пути использования тепла, генерируемого реактором и преобразования его в механическую энергию для использования в качестве силовой системы. Система управления будет критической вследствие проблемы теплового убега. Система должна быть тщательно спроектирована, чтобы избежать точки критической температуры. Ряд миссий потребует ускорения времени оборота авиации, и время запуска LENR может стать проблемой. Другой вызов - ави-

ационный шум. LENR напрямую не создаёт авиационного шума. Однако, избыток энергии и мощности может затруднить реализацию традиционных технологий по снижению шума.

**Авиационные источники энергии**

Boeing по контракту с НАСА исследовал несколько альтернативных источников энергии для использования в будущих пассажирских транспортных самолётах для достижения экологических целей НАСА. Некоторые альтернативные источники энергии (например, водород) имеют долгую историю исследований в авионавтике. НАСА оценивала жидкий природный газ и обычные топливные/гибридные электрические источники. LENR идентифицирована как источник энергии с большими преимуществами. Чтобы избежать повторных исследований ниже приводится краткое описание энергетических источников из доклада НАСА для авиации будущего.

**А.** Обычное топливо. Самолёты традиционно заправляются обычным топливом, которое рафинируется из нефти и является промышленным стандартом для гражданской эксплуатации. Реак-

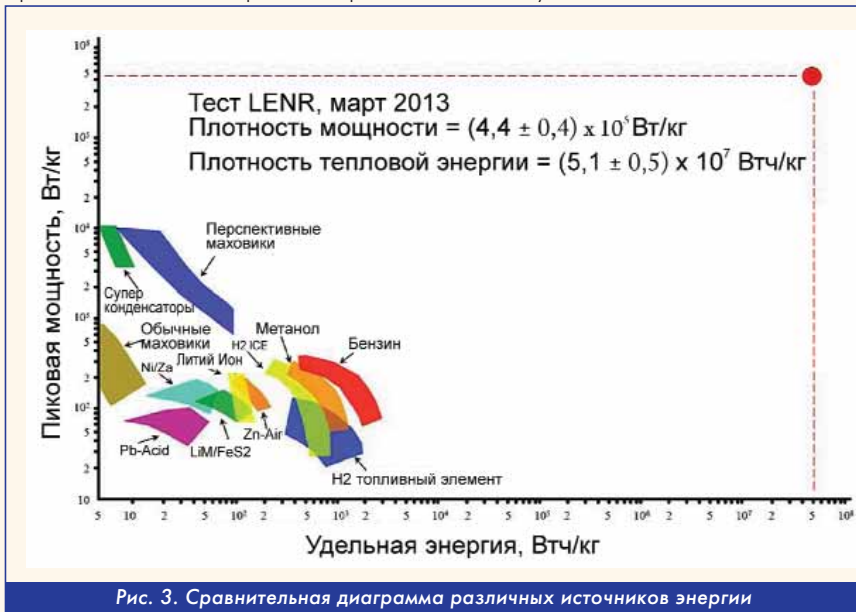


Рис. 3. Сравнительная диаграмма различных источников энергии

тивное топливо представляет собой весьма эффективный источник энергии, что обеспечивает ему широкое применение в течение длительного периода времени. Оно обладает высокой энергетической плотностью и высокой удельной энергией 12000 Вт/кг в широком диапазоне обычных рабочих температур и давлений. При этом НАСА и другие заинтересованные организации продвигают пути снижения количества реактивного топлива, необходимого для авиационных миссий.

**В.** Электричество. Быстро растёт популярность электрической энергии в результате интенсификации исследований, направленных на расширение ее использования на борту авиации. Простая электрическая силовая система состоит из батарей или солнечных элементов и электромотора. Батареи хранят химическую энергию и преобразуют её в электрическую энергию, а электромоторы преобразуют электрическую энергию в механическую. Лишь несколько самолётов сейчас используют электричество для движения. Рис. 3 иллюстрирует энергию ряда видов батарей, включая ионно-литиевые и воздушно-цинковые.

**С.** Обычное топливо / гибридное электричество. Это комбинация двух предыдущих источников и широкий диапазон применения в пропорции. Гибридные системы представляют интерес, поскольку позволяют оптимизировать преимущества обоих источников. Однако, оба источника имеют экологическое влияние (например, эмиссию).

**Д.** Водород и сжиженный природный газ (Liquid Natural Gas - LNG). В течение нескольких десятилетий эти топлива были опционами для авиационных СУ. Lockheed изучала CL-400 Sunfan в 1950-х гг., ко-

торый использовал заправленную водородом силовую установку. Водородная или LNG система состоит из баков хранения, систем питания и распределения и интерфейса для топлива. LNG и водород обладают более высокой удельной энергией, чем реактивное топливо: 13889 Вт.ч/кг и 33333 Вт.ч/кг соответственно. Этот вид топлива в СУ требует сгорания и сопровождается эмиссией вредных веществ.

**Е.** Топливные элементы. Преобразуют топливо непосредственно в электричество через химические реакции. СУ из топливных элементов может поддерживать гибридную систему или снабжать мощностью электромотор. Рис. 3 также показывает энергию для водородного (H2) топливного элемента. СУ с топливными элементами, снабжающая электромотор, потребляет топливо, однако в водородном топливном элементе вода является побочным продуктом и может не оказывать влияния на экологию.

**Ф.** LENR. Низкоэнергетические ядерные реакции являются источником тепловой энергии. Это в настоящее время незрелая технология, которая требует дальнейшего изучения для определения оптимальной интеграции СУ на платформе летательного аппарата. LENR обладает наивысшей удельной энергией из альтернативных источников, составляющей около 51000000 Вт.ч/кг. Эта консервативная оценка следует из недавних тестов LENR реактора в марте 2013 года. Из диаграммы Ragone на Рис. 3 видно, что LENR имеет огромный потенциал как источник энергии. Силовая установка LENR потребляет очень небольшое количество топлива, поскольку требует малой реакционной массы. Химикаты в воздух во время работы не попадают, поэтому отсутствуют химическая эмиссия. Озабоченность может вызывать шум, так как тепловая энергия должна преобразовываться в тягу. Однако избыток энергии можно использовать, чтобы задействовать технологии снижения шума. Малая реакционная масса позволяет самолёту выполнять полётные миссии с постоянным весом в сочетании с отсутствием вредной эмиссии и с исключительно высокой энергетической плотностью, что делает реактор LENR привлекательным для авиационных силовых систем.

**Проектное пространство системы LENR**

Проектное пространство для выявления характеристик при использовании LENR в качестве силовой системы в самолётах предложено д-ром Taewoo Nam под названием безразмерной авиационной массы (Non-dimensional Aircraft Mass - NAM). Методика NAM предназначена в помощь конструкторам для выбора оптимальной СУ для заданной миссии. На начальном этапе исследования она использована для сравнения LENR системы с современными

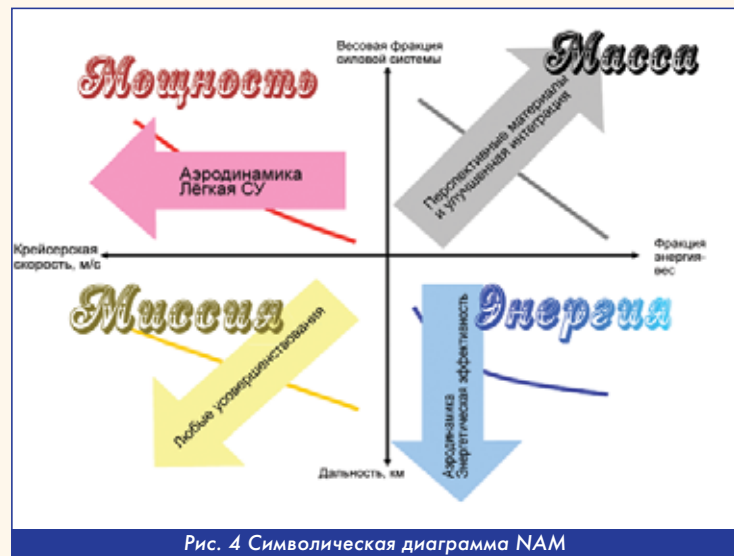


Рис. 4 Символическая диаграмма NAM



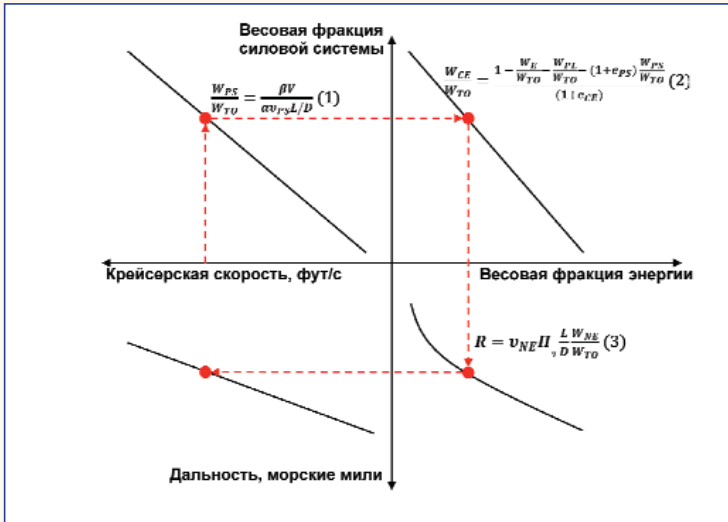


Рис. 5 Процесс построения диаграммы NAM

гии протоколирует весовую долю энергии с дальностью миссии. Наконец, квадрант миссии отображает дальность миссии и крейсерскую скорость.

Рис. 5 представляет процедуру отображения самолёта на символической диаграмме NAM. Во-первых, выбирается крейсерская скорость. Затем рассчитывается весовая доля СУ с помощью уравнения (1),

$$W_{PS}/W_{TO} = \beta V / \alpha v_{PS} L/D, \quad (1)$$

где:  $W_{PS}/W_{TO}$  - весовая доля СУ,  $\beta$  - весовая доля самолёта,  $V$  - крейсерская скорость,  $\alpha$  - допуск тяги,  $v_{PS}$  - удельная мощность СУ и  $L/D$  - отношение крейсерской подъёмной силы к сопротивлению (аэродинамическое качество). Этот шаг отображает отношение крейсерской скорости к весовой доле СУ в силовом пространстве. Наиболее эффективный самолёт имеет СУ высокой удельной мощности и потому малую весовую долю СУ. Следующий шаг состоит в расчёте весовой доли волной энергии с помощью уравнения (2),

$$W_{TE}/W_{TO} = (1 - W_E/W_{TO} - W_{PL}/W_{TO} - (1 + e_{PS}) W_{PS}/W_{TO}) / (1 - e_{TE}), \quad (2)$$

где:  $W_{TE}/W_{TO}$  - весовая доля полной энергии,  $W_E/W_{TO}$  - весовая доля пустого самолёта,  $W_{PL}/W_{TO}$  - весовая доля полезной нагрузки самолёта,  $e_{PS}$  представляет влияние на пустой вес интеграции необычной СУ, а  $e_{TE}$  - влияние на пустой вес интеграции источника полной энергии. Переменная полной энергии включает как расходующие, так и нерасходующие источники энергии. Этот шаг картографирует весовую долю СУ к весовой доле энергии в массовом пространстве. Самолёт из самых лёгких материалов наиболее эффективен в квадранте массы. Лёгкие материалы снижают долю пустого веса самолёта и весовую долю СУ, увеличивая доступный вес для топлива. Следующий шаг состоит в расчёте дальности с помощью уравнения (3),

$$R = v_{NE} \Pi_{\eta} L/D \frac{W_{NE}}{W_{TO}} \quad (3)$$

где:  $R$  - дальность миссии,  $\Pi_{\eta}$  - эффективность СУ и  $W_{NE}/W_{TO}$  - весовая доля источника нерасходуемой энергии. Этот шаг отображает весовую долю энергии к дальности миссии в квадранте энергии. Наиболее эффективный самолёт в энергетическом отношении обладает СУ высокой эффективности и удельной мощности и потому большой дальностью. Последний шаг - отображение дальности и скорости в квадранте миссии. Оптимальный самолёт для заданной миссии будет иметь высокую крейсерскую скорость и крейсерскую дальность.

Конкретная архитектура на Рис. 7 имеет двойной режим и также содержит камеру сгорания на химическом топливе. Характеристики двигателя приведены в Табл. 3. Двигатель рассчитан на 0,75 М, крейсерскую высоту около 9300 м (31000 футов). Самолёт оснащён четырьмя двигателями, имеет начальную массу около 0,675 млн кг (свыше 1,5 млн фунтов) и обладает практически неограниченной дальностью.

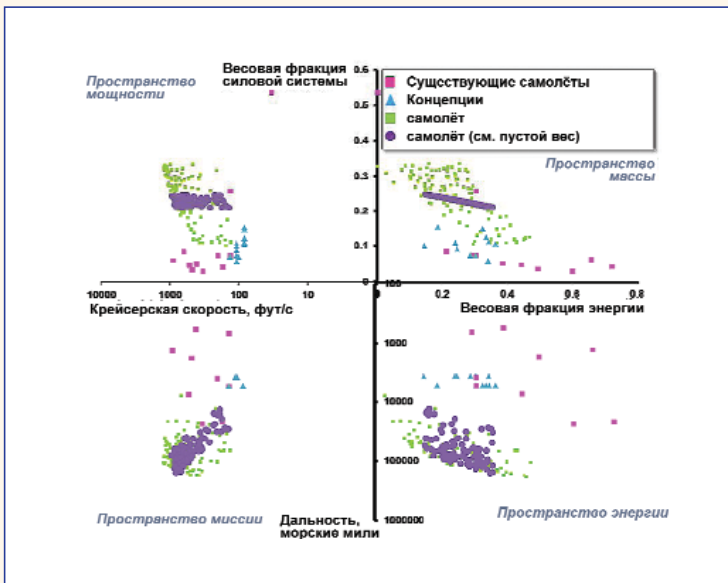


Рис. 6 Диаграмма NAM существующих высотных и длительных аппаратов, солнечного регенеративного самолёта проекта NASA и символического самолёта LENR

системами при выполнении высотных длительных (High Altitude Long Endurance - HALE) или аналогичных миссий.

На Рис. 4 представлена символическая диаграмма NAM. Она состоит из четырёх квадрантов: силовой, описывает аэродинамику и вес СУ; массового - перспективные материалы и интегрирование, энергетического - аэродинамика и энергетическая эффективность и целевого - характеристики аппарата. Силовой квадрант картографирует крейсерскую скорость и весовую фракцию СУ. Квадрант массы отображает весовые доли СУ и энергии. Пространство энер-

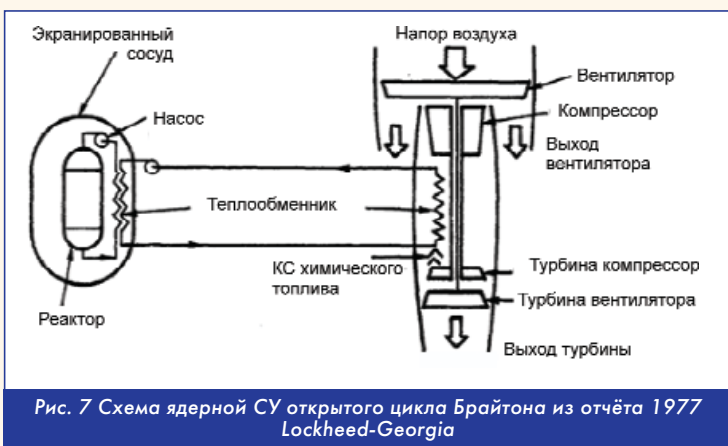


Рис. 7 Схема ядерной СУ открытого цикла Брайтона из отчёта 1977 Lockheed-Georgia

Таблица 4

Расчётные характеристики базового ядерного двигателя Lockheed-Georgia

Аналогичная архитектура предложена для самолёта LENR.

Тяга, (кН / фунты)	377 / 84 800
Степень сжатия вентилятора	1,3
Общая степень сжатия	12
Температура входа турбины, крейсерский (° C / ° F)	870 / 1600
Ресурс газогенератора, (ч)	10 000
Топливо, (кг/ фунты)	1000 / 2200
Охладитель	Литий

Реактор LENR на рисунке заменён ядерным реактором и не содержит КС на химическом топливе. Архитектура силовой системы должна стать целью для будущих исследований. Как считают американские эксперты, изучение ядерного авиадвигателя прошлого является хорошим началом работ, но могут быть лучшие варианты с современной технологией и созданием самолёта с электрической СУ.

Диаграмма NAM подтверждает свою эффективность как инструмента исследования проектного пространства. Силовое пространство на Рис. 6 отображает общий тренд того, что весовая доля авиационной СУ LENR HALE увеличивается с крейсерской скоростью. Общий тренд приводит к интуитивному выводу, что чем больше силовая система, тем выше крейсерская скорость. Однако эта выборка данных содержит ограниченное число точек и не имеет некоторых особенностей. Выборка данных по самолёту LENR HALE (см. пустой вес) не показывает такого же тренда и свидетельствует, что весовая доля СУ не зависит от крейсерской скорости. Эти графики авиационной архитектуры с аналогичными параметрами геометрии и веса объясняют, почему точки данных так близко располагаются. Пространство массы показывает, что самолёт LENR способен одновременно обладать повышенными весовыми долями СУ и энергии. Пространство энергии показывает, что самолёт LENR может иметь экстремальную дальность с малыми весовыми долями энергии. Эта способность - результат высокой энергетической плотности LENR технологии. Пространство миссии показывает, что самолёт LENR способен к высокой крейсерской скорости и большой дальности. Аппарат LENR HALE (см. пустой вес) по выборке данных на Рис. 6 показывает, что крейсерская скорость и дальность имеют растущую линейную зависимость. Благодаря узкому диапазону входных данных пустого веса для этой выборки точки данных располагаются близко в пространстве миссии, а крейсерская скорость и дальность являются прямой функцией аэродинамического качества.

Три вывода следуют из анализа пространства проектирования: (1) самолёт LENR позволяет выполнять исключительно дальние миссии, (2) высокую плотность мощности можно использовать для получения высокой крейсерской скорости и (3) LENR развязывает габариты СУ и способность мощности. Избыток энергии реактора LENR можно использовать применительно к таким традиционным ограничениям при конструировании самолёта, как дальность (длительность полёта) и скорость.

### Проектное пространство системы LENR

При определении миссий, которые реализуют уникальные способности силовой системы LENR, американские эксперты выделяют HALE, высокую скорость и дальность. Миссии HALE вероятней всего будут беспилотными, поскольку это подтверждается мировой практикой полётов большой продолжительности и ограничениями человека пилота/оператора. Связь, слежение за ураганами, патрулирование границ, наблюдение в портах, спасательные операции при катастрофах, слежение за животными и высотные атмосферные исследования - примеры гражданских HALE миссий. Военные миссии включают разведку, наблюдение и рекогносцировку (Intelligence, Surveillance, Reconnaissance - ISR), постоянное наблюдение и восприятие воздушного пространства. Ниже приводится краткое описание этих миссий.

#### А. Миссия связи

Миссия ретрансляции требует самолёта, который несёт полезную нагрузку для передачи сообщений. Это имеет гражданское и военное предназначение. По мнению американских экспертов, беспилотники HALE UAV имеют потенциал служить как эффективные недорогие ретрансляционные станции благодаря их большой длительности, большому наземному следу (по сравнению с башнями мобильных телефонов), гибкости и сравнительно низкой стоимости приобретения и эксплуатации (в сравнении со спутниками).

На Рис. 8 показан профиль миссии ретрансляции. Аппарат



Рис. 8. Профиль миссии ретрансляции

должен оставаться на станции в течение 99,9% времени, что означает нахождение в положении цилиндра радиусом 4000 м и высотой 3000 м на операционной высоте. Требования к полезной нагрузке: масса 200 кг, объём 0,1 м³ и мощность 1,5 кВт.

#### В. Миссия слежения за ураганами

Миссия слежения за ураганами требует аппарата для перехвата и затем сопровождения урагана и выполнения манёвров для сброса полезной нагрузки.

На Рис. 9 показан профиль миссии слежения за ураганами.



Рис. 9. Профиль миссии слежения за ураганом

Аппарату необходимо сопровождать или лететь вместе с ураганом по крайней мере 14 дней. Полезная нагрузка для этой миссии состоит из радара и сенсоров. Требования к полезной нагрузке: 500 кг, 3 м³ объём и 2,5 кВт мощность. Миссия также требует сбрасываемых сенсоров и/или беспилотных ЛА. Требования к сбрасываемой полезной нагрузке: 850 кг и 11 м³ объём

#### С. Разведка, наблюдение и рекогносцировка (ISR)

Миссия ISR поддерживает важную военную способность. Некоторые ISR системы собирают базовую информацию в поддержку различных аналитических продуктов, а другие приобретают данные для конкретных систем оружия. Беспилотник NorthropGrumman's RQ-4 GlobalHawk (Unmanned Aircraft System - UAS) один из примеров авиационных средств, которые выполняют эту задачу. Возможности большой дальности и длительности LENR также позволяют заменить некоторые спутниковые возможности. GlobalHawk способен вести наблюдение за большими зонами с высокой точностью, которая может дать принимающим решения военным критическую информацию о нахождении противника и ресурсов в реальном времени.

Таблица 5

#### Характеристики NorthropGrumman RQ-4 Global Hawk

Global Hawk несёт оптико-электронные, ИК и радиолокационные датчики с синтетической апертурой, линию передачи спут-

Полезная нагрузка (кг/lbs)	1350 кг (3,000)
Перегоночная дальность (км/n.mi)	22800 (12,300)
Максимальная высота (feet)	19500 м (65,000)
Скорость барражирования (км/ч / knots)	580 (310)
Максимальная длительность (ч)	35, 24 - на станции



никовой связи Ku диапазона, общую линию передачи визуальных данных, УКВ спутниковую связь/линию визирования, Inmarsat спутниковую связь, голосовое УВД и защищённую голосовую связь.

**D. Миссия патрулирования воздушного пространства**

ВВС США выдвинули предложение в 1959 году о патрульном самолёте с ядерным двигателем. Предложенный аппарат назывался постоянным действия системой низкого уровня для запуска крылатых ракет (Continuously Air borne Missile-Launcher and Low-Level-CAMAL). Идея была создать самолёт с ядерным двигателем, который патрулирует вне зоны действия РЛС противника, оставаясь в воздухе неделями или месяцами и неся баллистические ракеты. Предполагалось, что этот самолёт будет снижаться и лететь с большой скоростью ниже РЛС противника для выполнения обычного бомбометания. Та же идея относилась к самолёту большой длительности, действующему над противником или вне его зоны РЛС. Самолёт мог нести ракеты, датчики и/или беспилотники и патрулировать на станции и запускать оружие или датчики, препятствуя доступу противника в воздушное пространство или географические зоны.

**E. Миссии высокой скорости**

Существует много миссий высокой скорости, особенно для военных. Гражданские сверхзвуковые полёты ограничены полётами на океаном из-за шума звукового удара. Допускается, что LENR может обеспечить высокоскоростную силовую систему. Если LENR реактор проектируется на избыток энергии сверх необходимой для СУ, то энергию можно использовать для снижения авиационного шума и уровней звукового удара. Boeing изучал будущий сверхзвуковой транспорт по контракту НАСА в 2012 году.

Табл. 6 приводит инженерные проектные нормативы сверхзвукового транспорта на базе маркетингового исследования, проведенного по контракту НАСА. Для достижения сверхзвуковых скоростей с желаемым числом пассажиров самолёту необходимы большие двигатели и много топлива. LENR может обеспечить требуемую мощность с незначительным топливом. Это означает, что самолёт может быть значительно легче для той же миссии. На Рис. 8 показана минимальная дальность 7500 км (4,000 морских миль). LENR может обеспечить большую дальность сверхзвуковых миссий, возможно с достижением любой точки на земном шаре.

**F. Международная грузовая миссия**

Сейчас на международных магистральных грузовых перевозках доминируют контейнерные суда. Два преимущества, которые обеспечивает авиация для этой миссии, это высокие скорости и производительность. Boeing сконструировал для этой миссии самолёт Pelican 20. Он может нести до 1400 т груза и рассчитан летать на большую дальность над океаном на высоте над водой около 20 футов (6 м). Летая так близко к воде он может использовать преимущества влияния поверхности. Этот эффект увеличивает подъёмную силу и уменьшает сопротивление в результате полёта самолёта вблизи неподвижной поверхности. Океан может служить как неподвижная поверхность для миссии Pelican. Самолёт Pelican рассчитан нести аналогичный груз контейнерных судов с десятикратной скоростью.

**Выводы**

Цена на топливо и тенденции её спроса создают общественную потребность в новом источнике энергии. Авиационные силовые системы LENR обеспечивают новые способности миссий, которые могут привести к революционным изменениям в авиационной промышленности. Существует много альтернативных источников энергии, которые можно использовать в авиации. Они имеют свои преимущества и добавляют сложности в конструировании самолёта. Дополнительные системы и резервуары для хранения, которые требуются для ряда альтернативных источников энергии, увеличивают общий вес самолёта. Некоторые источники создают энергию, сжигая топливо, что требует его пополнения. Вредные выбросы выделяются некоторыми источниками, которые сжигают топливо. Силовые установки LENR сулят небольшие до-

**Таблица 6**

**Проектные нормативы сверхзвукового транспорта Boeing на основании маркетингового анализа**

Выводы маркетинга	Инженерные нормативы
100-150 пассажиров (компоновка из двух классов) базовый интерьер, цель ~ 130 мест	100 пассажиров, 130+ с опционными местами
1,6-1,8 М крейсерская скорость и необходимость альтернативного плана эксплуатации, включая утилизацию (дозвук, гибридная собственность ...)	1,8 М расчётный предел
Крейсерская высота ограничена 16500 м (55,000 ft) - эмиссии	<= 16500 м (55,000 ft)
7500 км (4,000 n.mi.) минимальная сверхзвуковая дальность (транс-Атлантика +) 20000 км (6,000 n.mi.) цель для открытия азиатских маршрутов	7500 км (4,000 n.mi) минимальная дальность
Крейсерское M <= 0,95 ниже 12000 м (39Kft) для УВД (АТС) запасов. Нет сверхзвуковых скоростей ниже 12300 м (41 Kft) для АТС норм	Совместимость с АТС и трафиком Вся SS (сверхзвуковая) миссия
Сверхзвуковой расход топлива меньше 0,26 lb/seat/nmi (3.8 seat-nmi/lb), установлена приемлемая экономическая и экологическая цель (1% / год после N+2)	Цель исследования для минимального топлива самолёта и справочная точка для метрических расчётов
Звуковой удар практически как можно ниже (<Concorde над водой), учитывая "пороговый Мах" над землёй и "смягчение удара" для операций в прибрежных районах и выбранных коридорах над землёй	Сбалансированная конфигурация 100 мест в классе 80 PLdB, "Малый удар" метрического самолёта в классе 70 PLdB (конечная цель 65-70 PLdB)
Эксплуатационное решение необходимо над землёй и в низком диапазоне	Технологические цели; низкий звуковой удар и хорошая топливная эффективность vs число Маха, возможен "Пороговый Мах" крейсерский

полнительные изменения существующих систем, незначительное потребление топлива и отсутствие вредной эмиссии.

Высокий уровень исследования пространства проектирования показал, что самолёт с СУ LENR будет иметь исключительно большую дальность и выносливость. Высокая плотность мощности также обеспечивает высокие крейсерские скорости. Эта технология позволит использовать избыток недорогой энергии для снятия активных ограничений конструирования вроде дальности и скорости, приведя к новым авиационным конструкциям и миссиям с незначительным расходом топлива, малым шумом и отсутствием эмиссий.

Самолёт LENR хорошо подходит для HALE миссий. Миссия ретрансляции выгодна и для гражданских, и для военных. Научные миссии для слежения за ураганами и другими погодными явлениями будут недорогими альтернативами спутников. Могут значительно расширяться способности военной разведки ISR и воспрепятствия воздушного пространства. LENR может обеспечить доступные конструкции для сверхзвуковых пассажирских самолётов и скоростного международного грузового транспорта.

Будущие исследования должны рассмотреть вопросы интеграции

LENR в самолётную силовую систему. Ядерные СУ могут стать хорошим стартом. Новые технологии, вроде электрических силовых установок, могут привести к уникальным архитектурам СУ и системам передачи энергии. Такое исследование является ключевым для эффективной интеграции LENR в самолёте.

Американские эксперты считают, что достигнув уровня зрелой системы для реализации на самолёте и выполнения всех расчётных оценок, LENR вызовет революционные изменения в авиационной промышленности и мире. Она может обеспечить исключительно высокие возможности миссий и тактические преимущества военным. Но, как отмечают американцы, это лишь результаты поисковых исследований, которые только дают идею применения LENR для возможных перспективных миссий. **А**

**Литература**

- 1 А.Г. Пархомов. Холодная трансмутация ядер: странные результаты и попытки их объяснения. ЖФНН, 1(1):71-77, 2013.
- 2 S. Focardi; A. Rossi. A new energy source from nuclear fusion. J. of Nuclear Physics. com, 28 Feb. 2010.
- 3 N. D. Cook, A. Rossi. On the Nuclear Mechanisms Underlying the Heat Production by the "E-Cat". Journal of Nuclear Physics.com, 04 Apr 2015.
- 4 А.Г. Пархомов. Исследование аналога высокотемпературного теплогенератора России. ЖФНН, 7 (3):68-72, 2015.
- 5 G. Levi, E. Foschi, B. Hoistad, R. Pettersson, L. Tegner, H. Essen. Observation of abundant heat production from a reactor device and of isotopic changes in the fuel. <http://www.sifferkoll.se/sifferkoll/wpcontent/uploads/2014/10/LuganoReportSubmit.pdf>.
- 6 А.Г. Пархомов. Отчет международной комиссии об испытании высокотемпературного теплогенератора России. ЖФНН, 6 (2): 57-63, 2014.
- 7 E. Regener. Der Energiestrom der Ultrastrahlung, Zeitschrift für Physik, V.l. 80, p. 666-669. (1933); E. Regener. The energy flux of cosmic rays, Apeiron. Vol. 2, pp. 85-86 (1995).
- 8 A. K. Assis and M. C. Neves. History of the 2.7 K temperature prior to Penzias and Wilson, Apeiron, Vol. 2, pp. 79-84 (1995).
- 9 M. Ja. Ivanov, V. K. Mamaev, 2015. Heat Creation Process Modeling in the I. Filimonenko- Rossi - Parhomov Generators. 14th International Workshop on Magneto-Plasma-Aerodyn, JIHT RAS, Moscow, Russia.
- 10 AIAA Paper 2014-3009
11. Zawodny, J. M., "Low Energy Nuclear Reactions: Is there a better way to do nuclear power?," NASA Glenn Research Center LENR Workshop, Sep. 2011.
12. Harris, W., Freudenrich, C. and Fuller, J., "How Nuclear Bombs Work," Oct. 2000, HowStuffWorks.com [online database], URL: <http://science.howstuffworks.com/nuclear-bomb.htm> [cited Apr. 2014].
13. Levi, G., et al., "Indication of Anomalous Heat Energy Production in a Reactor Device Containing Hydrogen Loaded Nickel 65 Powder", May 2013, (unpublished).
14. Fleischmann, M. and Pons, S., "Electrochemically Induced Nuclear Fusion of Deuterium," Journal of Electroanalytical Chemistry, Vol. 261, Issue 2, Part 1, pp. 301-308, Apr. 1989 and errata with Marvin Hawkins in Vol. 263, pp. 187-188, 1989.
15. Widom, A. and Larsen, L., "Ultra low momentum neutron catalyzed nuclear reactions on metallic hydride surfaces," European Physical Journal C - Particles and Fields, Vol. 46 No. 1, Apr. 2006, pp. 107-111.
16. "Annual Energy Outlook 2013 Early Release Overview", U.S. Energy Information Administration, May 2013.
17. "More Fight-Less Fuel," Report of the Defense Science Board Task Force on DoD Energy Strategy, Feb. 2008.
18. Hendricks, E. S., Berton, J. J., Haller, W. J., Tong, M. T., Guynn, M. D., "Updated Assessments of an Open Rotor Airplane using Advanced Blade Designs", AIAA 2013-3628, 2013.
19. Bradley, M. K., Droney, C. K., "Subsonic Ultra Green Aircraft Research Phase II: N+4 Advanced Concept Development", NASA

- CR-2012-217556, May 2012.
20. Brewer, G. D., "The Case for Hydrogen Fueled Transport Aircraft", AIAA 73-1323, 1973.
21. Muehlbauer, J. C., "Very Large Aircraft with Alternative Fuels - LH2 Most Promising", AIAA 82-0813, 1982.
22. Sloop, J. L., "Liquid Hydrogen as a Propulsion Fuel, 1945-1959", NASA SP-4404, 1978.
23. "Alternative Jet Fuels: A supplement to Chevron's Aviation Fuels Technical Review", Addendum 1 to Aviation Fuels Technical Review (FTR-3/A1), Chevron Corporation, 2006.
24. Nam, T., "A Generalized Sizing Method for Revolutionary Concepts Under Probabilistic Design Constraints", Ph.D. dissertation, Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, May 2007.
25. Nickol, C. L., Guynn, M. D., Kohout, L. L., and Ozoroski, T. A., "High Altitude Long Endurance UAV Analysis of Alternatives and Technology Requirements Development", NASA TP-2007-214861, Mar. 2007.
26. Muehlbauer, J. C., et al., "Innovative Aircraft Design Study, Task II: Nuclear Aircraft Concepts", ADB017795, Lockheed-Georgia Company, Marietta, GA, Apr. 1977.
27. "RQ-4 Global Hawk", Northrop Grumman Corporation Factsheet, May 2008.
28. Cortright, V., "Dream of Atomic Powered Flight", Aviation History Magazine, Mar. 1995.
29. Welge, H. R., et al., "N+3 Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transport Aircraft Entering Service in the 2030-2035 Period", NASA CR-2011-217084, Apr. 2011.
30. Cole, W., "The Pelican: A big bird for the long haul," Boeing Frontiers online, Vol. 1, No. 5, Sep. 2002.
31. The Application of LENR to Synergistic Mission Capabilities. Douglas P. Wells NASA Langley Research Center, Hampton, VA 23602 Dimitri N. Mavris Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia 30332-0150. American Institute of Aeronautics and Astronautics

Связь с автором: [ravichaf@mail.ru](mailto:ravichaf@mail.ru)





**ЕДИНСТВО  
ВО МНОЖЕСТВЕ**



ОАО «Объединенная  
двигателестроительная корпорация»  
Россия, 105118, г. Москва, пр-кт Буденного, д. 16  
[www.uecrus.com](http://www.uecrus.com) [info@uecrus.com](mailto:info@uecrus.com)



**Объединенная  
двигателестроительная  
корпорация**

# ПРИРОДНЫЙ ФЕНОМЕН НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННЫХ СОСТОЯНИЙ

**Анатолий Алексеевич Сперанский**, вице-президент Российской инженерной академии по науке и технологиям, Директор Института наукоемких инженерных технологий РИА, руководитель рабочей группы "Технологическая безопасность" Экспертного совета Председателя Коллегии ВПК, научный руководитель компании Advanced Vector Analytics (EU), доктор экспертизы, профессор

*В мире не происходит ничего,  
в чем не был бы максимум или минимум.  
Леонард Эйлер*

## 1. ВВЕДЕНИЕ. ПРИРОДНЫЙ СИНТЕЗ И ЕГО АНАЛИЗ

Колебательные процессы объектов механических систем отражают напряженно-деформированные состояния (НДС), возникающие в результате внешних воздействий в виде сил, моментов сил или распределенных напряжений от них, либо внутренних силовых факторов в виде напряжений, приводящих к дефектам материала и/или детали конструкции. Результатом воздействий являются локальные смещения или деформации наблюдаемого объекта. Как воздействия, так и деформации имеют энергетическую природу, поэтому степень влияния воздействий на эксплуатационные свойства объекта принято оценивать через параметры вибрации, а в общем случае, через параметры колебаний разной формы: спектр упругих гармонических колебаний, удар, сложный упруго-пластический процесс и т.п. **Амплитудный анализ является простейшим и наиболее распространенным способом усредненной (приближенной) оценки НДС.** Традиции усредненных измерений диагностических параметров и статистической оценки состояний привели к тому, что действующие нормативы проектирования, изготовления и эксплуатации функционально ориентированных механических объектов (ФОМО) не опираются на фундаментальные законы механики и явно тормозят научно-технологическое развитие конструкторских и инженерных знаний.

Вместе с тем не вызывает сомнений, что колебания каждой точки наблюдаемого антропогенного объекта синтезируются в динамике по законам классической механики упругих сплошных сред (МУС). Движение наблюдаемых точек на каждой частоте анализируемого спектра частот происходит по годографу в форме эллиптической фазовой траектории. Суперпозиция спектра пространственных колебаний в любой измерительной точке отображается в виде букета разнонаправленных в пространстве траекторий. Эта всеобщая закономерность МУС относится как к напряжениям (математически описываются уравнениями Ламэ), так и к деформациям (описываются уравнениями Коши) и справедлива для каждой точки сплошной среды в полном спектре наблюдения.

Траекторный векторно-фазовый анализ состояний, основанный на достоверных измерениях пространственно-временных диагностических параметров, не исключает использование в задачах диагностики статистических наблюдений, но полностью исключает приближенные и усредненные методы при мониторинге и реконструкции текущих (мгновенных) фазовых состояний. Познание объективных законов механики состояний требует изучения в динамике тонких внутрискруктурных, связанных временем взаимодействий и закономерностей, уточняющих физику причинно-следственных процессов энергетических преобразований факторов воздействий в факторы реакции на эти воздействия. Для наглядности рассмотрим плоскую задачу энергетической трансформации НДС под влиянием элементарного нормального гармонического воздействия растяжения-сжатия.

В сплошных упругих средах нормальные напряжения (N) возникают вследствие **энергетических воздействий и трансформаций кинетической природы (Екин.)** и являются причиной последующих

пространственно-распределенных нормально-сдвиговых (N-T) смещений, приводящих к деформированию среды. Деформации, возникающие в результате объемных смещений, распределяются в структуре упругой среды "N-T"-состояний пространственно-временного "L-t"-континуума. Процесс сопротивления энергетическим воздействиям конструкционных материалов является **проявлением энергии упругого сопротивления материала потенциальной природы (Епот.)**.

Каждый траекторный процесс из рабочего спектра частот (или букета колебаний) имеет свою **пространственную причину** - напряжение и своё **пространственно ориентированное следствие** - деформацию. И весь этот набор попарно-связанных причинно-следственных диагностических параметров ФОМО через измеряемые 3D-компоненты системно связан фазой (или временем  $t$ ) на любой интересной для наблюдения и диагностики частоте ( $f_i$ ). Таким образом, путем измерения, реконструкции и анализа пространственно-временных (векторно-фазовых) диагностических 3D-параметров колебаний любой измерительной точки в виде букета 4D-годографов состояний, можно количественно оценивать степень "возмущенности" через суммарную энергию ( $E_{\Sigma}$ ), пропорциональную площади годографа  $S_i$  на каждой наблюдаемой диагностической частоте  $f_i$ :

$$E_{\Sigma} = E_{fi} [E_{кин.}(f_i) + E_{пот.}(f_i)] \equiv E_{fi} \cdot S(f_i). \quad (1.1)$$

Суммарный показатель текущих мгновенных значений кинетической и потенциальной энергий в полном спектре значимых частот определяет интегральный уровень "возмущенности" или НДС объекта, который следует непрерывно оценивать с точки зрения опасности дальнейшей эксплуатации. **Опасные состояния порождают аварии и катастрофы, поэтому их надо уметь предвидеть и своевременно устранять.** В этом смысле процедур вибродиагностики и виброналадки (балансировки).

## 2. ФАКТОРЫ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ПРИРОДЫ ПРОЧНОСТИ

Для достоверного наблюдения и эффективного анализа текущего ресурса конструкционной прочности деталей, узлов механизмов, силовых агрегатов, конструкций и сооружений ФОМО, необходимо обеспечить **адекватность диагностического мониторинга состояний процессам их природного синтеза.**

Одним из наиболее эффективных методов наблюдения процессов и явлений окружающего мира является принцип ЭОС - энергетической оценки состояний (Analytics Energy Health). В его основе всеобщее свойство механических систем, стремящихся к минимуму энергии в устойчивых (равновесных) гомеостатических состояниях. Математическим аппаратом исследования энергетических состояний (ЭС) является вариационное исчисление Эйлера-Лагранжа.

Принцип ЭОС является общепризнанным, однако, его практические приложения весьма ограничены метрологическими возможностями исследовательских проектов. Причина состоит в том, что функционирование механических систем на молекулярном уровне сопровождается внутрискруктурными процессами тен-

зорного энергетического преобразования состояний, а инструментальных средств адекватного наблюдения и анализа природного синтеза механических систем до недавнего времени не существовало. Суть процесса энергетического преобразования заключается в следующем: внешнее (нормальное) силовое воздействие на материал конструкции вследствие всеобщего универсального свойства упругости трансформируется с определенной временной задержкой в сдвиговый процесс пространственных деформаций сопротивления. Как воздействие, так и реакция на него имеют энергетическую природу. Причина явления кроется в изменении кинетической энергии воздействия, а следствием является изменение потенциальной энергии сопротивления упругой среды. Изменение взаимодействующих энергий приводит к изменению равновесного состояния.

Одна из первых попыток создания динамической модели причинно-следственных отношений взаимодействия внешних силовых факторов с внутренним энергетическим состоянием материала ФОМО обобщена профессором А.П. Лещенко в виде Закона парности силовых факторов (ПСФ), который раскрывает по-новому смысл физических закономерностей трансформации напряженно-деформированных состояний и происходящих взаимодействий в процессе эксплуатации объекта. Закон опубликован в виде монографии "Фундаментальная строительная механика упругих систем" и зарегистрирован в качестве Европейского открытия № 006.

На основе открытий проф. А.П. Лещенко введен новый энергетический критерий оценки динамических состояний взаимодействующих элементов механических конструкций. Разработан универсальный системный подход к задачам строительной механики, позволяющий при наличии адекватной гомеостатической модели состояния объекта диагностировать на ранней стадии зарождение упруго-пластических патологий и прогнозировать момент вероятных разрушений конструкции.

Закон ПСФ раскрывает физические принципы влияния внешних силовых факторов на пространственное распределение внутренних напряжений и деформаций, реализующих энергетическую природу упругости конструкционных материалов через равновесие воздействий и упругой реакции на них. Внешние воздействия в виде сил и моментов, обладающие кинетической энергией  $E_{кин}$ , в соответствии с законами Ньютона объемно распределяются в виде массово-поверхностной потенциальной энергии  $E_{пот}$  напряженного состояния внутренних сил, приводящих к смещениям и упругим деформациям в соответствии с Законом сохранения энергии и принципом Лагранжа-Кастильяно (рис. 1).

Порожденное изменением кинетической энергии внешнее

воздействие сил или моментов (либо аналогичный силовой фактор, например, дефект материала или конструкции) проявляется в сплошной среде в виде напряженного состояния (НС) пространственно распределенных внутренних сил и моментов. НС является причиной нормально-касательных 3D-смещений, образующих поле упругих деформаций - деформированное состояние (ДС). Взаимодействие внутренних распределенных силовых факторов и упругих деформаций приводит к изменению потенциальной энергии ( $E_{пот}$ ), характеризующей измененное напряженно-деформированное состояние. Таким образом, состояние упругой системы определяется тремя реально ощутимыми факторами - внешними силами, внутренними объемными и поверхностными силами (напряжениями) и упругими деформациями. С этой позиции можно рассматривать простые и комбинированные состояния - ненапряженное, одноосное растяжения-сжатия, сдвига, изгиба и осевого кручения [1].

Связь между компонентами деформаций ( $\epsilon, \gamma$ ) и перемещениями ( $u, v, w$ ) определяется уравнениями Коши:

$$\begin{aligned} \epsilon_x &= \partial u / \partial x; \epsilon_y = \partial v / \partial y; \epsilon_z = \partial w / \partial z; \\ \gamma_{xyz} &= \partial u / \partial y + \partial v / \partial x + \partial w / \partial z \end{aligned} \quad (2.1)$$

и уравнением совместности деформаций Сен-Венана для плоской задачи:

$$\partial^2 \epsilon_x / \partial y^2 + \partial^2 \epsilon_y / \partial x^2 = \partial^2 \gamma_{xy} / \partial x \partial y. \quad (2.2)$$

Связь между компонентами деформаций и напряжений устанавливается законом Гука:

$$\epsilon_x = (\sigma_x - \mu \sigma_y) / E; \epsilon_y = (\sigma_y - \mu \sigma_x) / E; \gamma_{xy} = \tau_{xy} / G. \quad (2.3)$$

Исключение из рассмотрения внешнего силового фактора ведет к разрушению всей концепции упругой системы или, по выражению А.П. Лещенко, к физическому абсурду.

### 3. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ВАРИАЦИИ В ПРОЦЕССЕ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ НДС

Реализованные в начале XXI века Научно-производственной компанией "РЭМ-вибро" инструментальные возможности векторно-фазовых (волновых) 3D-измерений диагностических параметров НДС позволили автору не только экспериментально подтвердить прикладную эффективность закона ПСФ, но и за пределами строительной механики упругих систем развить его до уровня фундаментального научного обоснования пространственно-временной последовательности причинно-следственных **Тензорных Энергетических Преобразований напряженных и деформированных молекулярных Состояний (ТЭПС)** для любых упругих тел в механике сплошных сред.

Для начала отметим чрезвычайно важное фундаментальное свойство природного синтеза в ФОМО: согласно Эйлеру, Лагранжу и Кастильяно, всякая **упругая система деформируется таким образом, что полная (интегрированная) энергия системы ( $E_{\Sigma}$ ) достигает минимума**. Для решения прикладных задач прочности в теории упругости ими вместе с Бернулли, Лейбницем и Ньютоном разработан математический аппарат вариационного исчисления.

При деформировании упругого тела под действием внутренних, объемных и поверхностных сил компоненты его перемещений ( $u, v, w$ ) в координатах ( $x, y, z$ ) получают вариации в виде  $\delta u(x, y, z), \delta v(x, y, z), \delta w(x, y, z)$ . С изменением перемещений изменяются деформации и потенциальная энергия внутренних сил. Согласно принципу возможных перемещений, работа сил  $\delta_x, \delta_y, \delta_z, \tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yz}, X_V, Y_V, Z_V, X, Y, Z$  на бесконечно малых перемещениях  $\delta_u, \delta_v, \delta_w$  равна нулю. Запишем работу всех сил, действующих на упругое



Рис. 1 Системное взаимодействие энергетических факторов в МСС

тело на вариациях  $\delta u, \delta v, \delta w$ , и приравняем её нулю:

$$\iint_{\Omega} (X_v \delta u + Y_v \delta v + Z_v \delta w) d\Omega + \iiint_V (X \delta u + Y \delta v + Z \delta w) dx dy dz - \iiint_V (G_x \delta \epsilon_x + G_y \delta \epsilon_y + G_z \delta \epsilon_z + \tau_{xy} \delta \gamma_{xy} + \tau_{xz} \delta \gamma_{xz} + \tau_{yz} \delta \gamma_{yz}) dx dy dz = 0 \quad (3.1)$$

После стандартных преобразований получаем вариацию полной энергии:

$$\delta [E_{\text{пот.}} - \iint_{\Omega} (X_v u + Y_v v + Z_v w) d\Omega - \iiint_V (X u + Y v + Z w) dx dy dz] = 0 \quad (3.2)$$

Выражение в квадратных скобках представляет собой полную энергию упругой системы, из чего следует, что  $\delta [E_{\text{пот.}} - E_{\text{кин.}}] = 0$ . Равенство вариации нулю означает, что полная энергия  $E_{\Sigma}$  в состоянии равновесия упругой системы может равняться константе, в том числе, быть максимальной  $E_{\Sigma \text{ max}}$  или минимальной  $E_{\Sigma \text{ min}}$ . Используя вторую вариацию полной энергии  $\delta^2 E_{\Sigma}$ , можно для равновесного состояния применить правило "дождя":

$$\begin{cases} \delta^2 E_{\Sigma} > 0 \text{ при } E_{\Sigma} = \min, \\ \delta^2 E_{\Sigma} < 0 \text{ при } E_{\Sigma} = \max, \\ \delta^2 E_{\Sigma} = 0 \text{ при } E_{\Sigma} = \text{const.} \end{cases} \quad (3.3)$$

Таким образом, для достоверного анализа текущих эксплуатационных состояний упругих систем перспективно применять вариационные методы в качестве эффективной вычислительной технологии в интеллектуальных системах волнового мониторинга состояний и экспертных кибернетических системах прогноза геомостаза.

В отличие от классического метода теории упругости, результаты которого имеют низкую сходимость с практическими результатами наблюдений, вариационный метод позволяет в анализе перейти от нелинейных бигармонических дифференциальных уравнений в частных производных к системе линейных дифференциальных уравнений.

#### 4. ФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ СОСТОЯНИЙ

Помимо эффективного аппарата описания равновесных состояний упругих систем представляется полезным иметь углубленное понимание физики процесса ТЭПС.

При отсутствии нормального воздействия ( $N = 0$ ) молекулярная структура упругого материала находится в свободном равновесном состоянии ( $T = 0$ ) и изотропную структуру вещества можно условно представить в виде упорядоченного множества молекул правильной формы (например, шарообразных), полная энергия которых  $E = E_{\text{кин}} = E_{\text{пот.}} = 0$ . В случае постоянного статического нормального воздействия ( $N = \text{const}$ ), как это характерно для силовых конструкций, шарообразные упругие молекулы деформируются, упруго сплющиваясь в направлении нормального воздействия ( $N \neq 0$ ) и упруго расплющиваясь в ортогональной тангенциальной плоскости ( $T \equiv M$ ) в соответствии с упругими свойствами материала. Энергия внешнего нормального воздействия и упругая реакция сопротивления на него уравниваются ( $E_{\text{кин}} = E_{\text{пот.}} \neq 0$ ).

Рассмотрим наиболее вероятный причинно-следственный механизм в виде последовательной цепочки пространственно-временных элементарных энергетических преобразований в структуре упругого материала при нормальном гармоническом воздействии внешнего силового фактора  $N(t)$ , обладающего кинетической энергией  $E_{\text{кин.}}$ . В соответствии с основополагающим законом Гука возникает объемно распределенное нормальное НДС  $\{\sigma_N(t_0), \epsilon_N(t_1)\}$  в процессе элементарного ТЭПС №1, которое в свою очередь, в соответствии с Законом Пуассона является причиной объемно-интегрированных сдвиговых тангенциальных смещений и деформаций  $\gamma_T(t_2)$ . С позиций векторно-фазовых наблюдений, основополагающие законы механики упругих систем представляют собой тензорно связанный пространством и временем единый Закон НДС Гука-Пуассона (рис. 2).

Объемно распределенная на микроструктурном уровне масса материала, вследствие свойства конечной скорости и инерционности упругого распространения механической волны, в про-

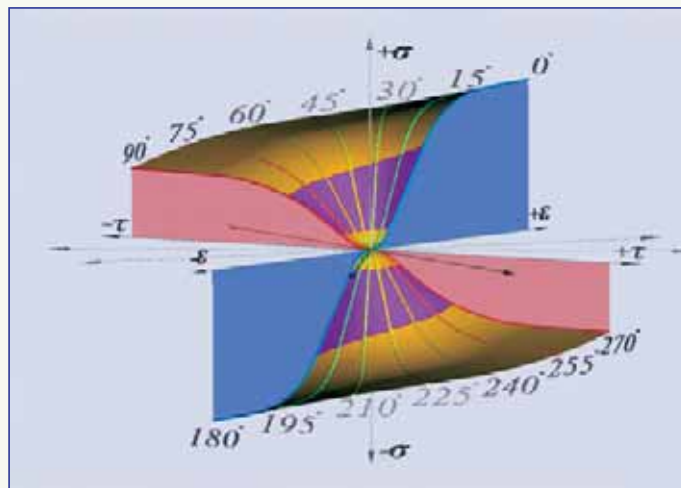


Рис. 2 Образ обобщенного закона НДС Гука-Пуассона

цессе элементарного ТЭПС №1 нормального деформирования упругого тела, приводит к временному запаздыванию ( $t_1 - t_0 = \Delta t_1$ ) смещения  $\delta_N$  или деформации  $\epsilon_N(t_1)$  по отношению к породившей его причине - напряжению  $\sigma_N(t_0)$ .

Далее нормальная массово-распределенная упругая деформация  $\epsilon_N(t_1)$  порождает сдвиговые объемно распределенные упругие напряжения сжатого (растянутого) тела  $\tau_T(t_2)$  в процессе элементарного ТЭПС №2. Преобразование происходит в плоскости, ортогональной нормальному воздействию, с объемно распределенной потенциальной энергией и дополнительным временным запаздыванием ( $t_2 - t_1 = \Delta t_2$ ).

Сдвиговые объемно распределенные напряжения  $\tau_T(t_2)$  являются причиной сдвиговых объемных массовых запаздывающих смещений  $\delta_T$  и приводит к сдвиговым деформациям  $\gamma_T(t_3)$  в процессе элементарного ТЭПС №3. Сдвиговое преобразование обладает объемно распределенной потенциальной энергией с дополнительным временным запаздыванием ( $t_3 - t_2 = \Delta t_3$ ). Запаздывания  $\Delta t_i$  отражают реальное временное запаздывание (сдвиг фазы) измеряемых компонентов векторных диагностических параметров и являются причиной эллиптической формы фазовых траекторий - пространственно ориентированных годографов и напряжений (эллипсы Ламэ) и деформаций (эллипсы Коши).

Образ обобщенного закона НДС Гука-Пуассона графически связывает линейную область закона Гука (нормальные деформации  $\epsilon_N$ ) с линейной областью закона Пуассона (сдвиговые деформации  $\gamma_T$ ) в виде пространственной седлообразной области упругости. Нахождение диагностических параметров измерительных точек (ИТ) в указанной седлообразной области свидетельствует об исправном функционировании объекта в области расчетных упругих деформаций. Смещение диагностических параметров ИТ в сторону границы упругих и пластических деформаций обобщенного закона Гука-Пуассона свидетельствует о тренде снижения запаса эксплуатационного ресурса конструкционной прочности и может быть основой метода наблюдения текущих состояний и прогнозной диагностики опасных состояний.

**Природный феномен описанного процесса состоит в пространственно-временном тензорном преобразовании кинетической энергии внешнего нормального воздействия в массово распределенную объемно-поверхностную потенциальную энергию сдвигового деформирования**, реализующую природное свойство упругости в виде сопротивления текущей возмущенно-искаженной формы, стремящейся восстановить первоначальную геометрию. Процесс можно сравнить образно с прямым полуциклом сжатия пружины или упругого стержня (рис. 3).

В случае уменьшения величины или изменения направления внешнего нормального гармонического воздействия накопившаяся в массе упруго сжатого (условно, "бочкообразного") тела потенциальная энергия становится причиной восстановления исходной предшествующей воздействию формы. Процесс можно сравнить образно с встречным или обратным полуциклом распрямле-

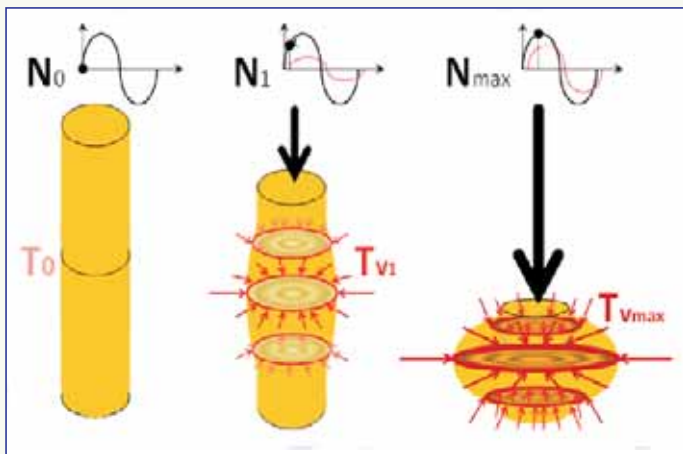


Рис. 3 Нормально-сдвиговые деформации в упругом сплошном стержне

ния пружины. Система приходит в состояние покоя или равновесия, либо продолжает периодически перекачивать энергию в соответствии с собственными свойствами и текущими параметрами внешнего гармонического воздействия  $N(t)$ .

Физическая модель энергетического преобразования состояний, адекватно отражающая (учитывающая) фундаментальные законы и закономерности природного синтеза состояний, позволяет создавать эффективные интеллектуальные системы наблюдения текущего гомеостаза и техногенеза (прогноза гомеостаза) механических объектов и систем любой степени антропогенной сложности.

### 5. КВАНТОВЫЙ ХАРАКТЕР ЗАРОЖДЕНИЯ ДЕФЕКТОВ

Природный феномен ТЭПС нормального воздействия (возмущения) в объемную пространственно-распределенную реакцию упругой среды представляет собой динамическое пространственно-временное фазовое гомеостатическое состояние (*Homeostasis*) подвижной последовательности мгновенных равновесий, сопровождающихся преобразованием энергии и её обменом с окружающей средой.

По аналогии с причинно-следственными процессами в биосфере (живые системы), описанный выше процесс механики упругих сред более века назад характеризуется выдающимся русским ученым в области системного анализа А.М.Ляпуновым как **гомеостаз техносферы** (неживых систем). По его прозорливому предвидению универсальным методом адекватного наблюдения и рационального управления объектами жизнедеятельности в биосфере и техносфере является текущая экспертиза гомеостатических состояний. Такой взгляд дает основание **именовать динамическим состоянием или гомеостатическим  $\dot{N}$ -портретом рассматриваемый природный феномен взаимного тензорного преобразования потенциальной и кинетической энергии в упругих средах.**

В процессе периодического сжатия-растяжения и вызываемого им циклического знакопеременного локального сдвига внутри конструкционного материала происходит сплющивание упругой кристаллической решетки материала и взаимное упругое проникновение микрочастиц материала на атомарно-молекулярном уровне. Оба процесса могут быть причиной локальной анизотропии изначально изотропного материала. При определенных условиях или обстоятельствах ( $N_{крит.}$ ) может произойти необратимый бифуркационный переход от упругого состояния к пластическому с нарушением кристаллической структуры материала. Образуется локальная зона зарождения микротрещины (желтая область) в дальнейшем расширяющегося дефекта материала изделия (рис. 4).

Наиболее распространенными (вероятными) причинами мгновенной скачкообразной деструкции материала могут быть: **а)** мгновенная пространственная концентрация НС, породившая энергетическое состояние "запредельной возмущенности", превосходящее критический физический предел упругого сопротивления материала ( $E_{\Sigma,крит.}$ ), либо **б)** мгновенная пространственная кон-

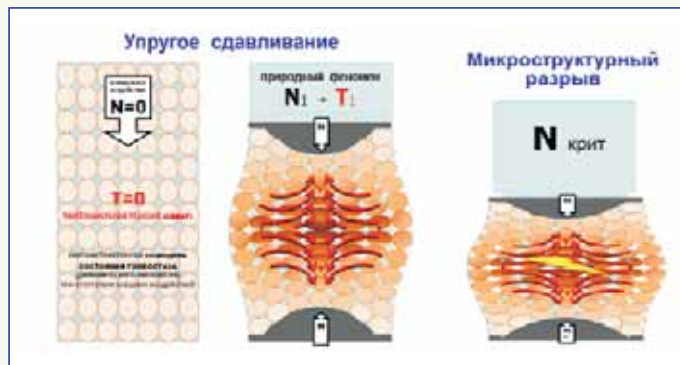


Рис. 4 Механизм сдвигового микроструктурного разрыва

центрация НС, совпавшая с локальным направлением анизотропной микропатологии конструкционного материала в виде производственного дефекта или образовавшегося в процессе эксплуатации ослабления конструкции ФОМО. Приведенные причины подвержены явно выраженному синергетическому эффекту.

Поэтому чрезвычайно важным является главное требование к метрологическим инструментам наблюдения - возможность достоверного и прецизионного измерения диагностических параметров мгновенных пространственных состояний.

Микроразрыв молекулярной структуры (микротрещина) под влиянием предельно-критических напряжений ( $N_{крит.}$ ) делает материал локально анизотропным, что изменяет картину прохождения механических волн через область зарождающегося дефекта. Метрологический зафиксированный **факт квантованного события (ФКС)** влечет за собой скачкообразное изменение эллиптических параметров  **$N$ -портрета** - больших и малых полуосей эллипса, эйлеровых углов наклона плоскости эллипса относительно системы координат измерительной точки (ИТ), направление движения ИТ вдоль годографа, энергетических параметров и т.д. ФКС может быть диагностическим признаком или параметром для гиперчувствительных приемников в режиме механической локации, диагностического анализа или прогноза образования дефекта состояния на ранней стадии его появления и даже зарождения [2].

### 6. "L-I" - МОДЕЛЬ ЦИКЛА ЭЛЕМЕНТАРНЫХ ТЭПС

При стационарном гармоническом воздействии на упругий объект в каждом периодическом цикле ТЭПС происходит суммарное (общее) временное запаздывание в прямом ( $\Delta t_{пр.} = t_3 - t_0$ ) и обратном ( $\Delta t_{обр.} = t_7 - t_4$ ) полуциклах преобразования напряженно-деформированного состояния:

- прямой полуцикл ТЭПС состоит из двух пар преобразований сжатия и сдвига (6.1):

$\Rightarrow$  причина ( $\sigma_{сж.}$ )  $\Rightarrow$  следствие ( $\epsilon_{сж.}$ )  $\Uparrow$  причина ( $\tau_{сдв.}$ )  $\Uparrow$  следствие ( $\gamma_{сдв.}$ )  
сжатие сжатие сдвиг сдвиг

- обратный полуцикл ТЭПС состоит из двух пар преобразований сдвига и растяжения (6.2):

$\Downarrow$  причина ( $\sigma_{сдв.}$ )  $\Downarrow$  следствие ( $\epsilon_{сдв.}$ )  $\Rightarrow$  причина ( $\tau_{раст.}$ )  $\Rightarrow$  следствие ( $\gamma_{раст.}$ )  
сдвиг сдвиг растяжение растяжение

Полный цикл ТЭПС гомеостаза может быть представлен в виде (6.3):

$$\sigma_{Nсж.}/E_{кин.} \rightarrow \epsilon_{сж.}/E_{пот.} \rightarrow \tau_{сдв.}/E_{пот.} \rightarrow \gamma_{сдв.}/E_{пот.} \rightarrow \sigma_{сдв.}/E_{пот.} \rightarrow \epsilon_{сдв.}/E_{пот.} \rightarrow \tau_{раст.}/E_{пот.} \rightarrow \gamma_{раст.}/E_{пот.}$$

Полный временной цикл НДС имеет вид (5.4):

$$N(t) \Rightarrow \sigma_N(t_0) \Rightarrow \epsilon_N(t_1) \Uparrow \tau(t_2) \Uparrow \gamma(t_3) \Downarrow \sigma_T(t_4) \Downarrow \epsilon_T(t_5) \Leftarrow \tau_N(t_6) \Leftarrow \gamma_N(t_7)$$

основная полуволна годографа      обратная полуволна годографа

Временное запаздывание  $\Delta t$  является фазовой суммарной характеристикой процессов элементарных ТЭПС и определяется тензорной матрицей упруго-пластических механических свойств материала, а также взаимным расположением точки наблюдения реакции на воздействие и точки приложения



Рис. 5 Полный цикл элементарных ТЭПС

собственно воздействия (рис. 5).

"L-I"-системное исследование ТЭПС решает научные проблемы наблюдения и анализа: гармонического ряда (в том числе, производных) диагностических параметров колебаний более высокого порядка, нелинейных, вторичных, анизотропных, отраженных, интерференционных и иных виброакустических процессов.

### 7. СИСТЕМНОЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЕ ПРЕОБРАЗОВАНИЕ СОСТОЯНИЙ

Качественная картина плоской задачи пространственно-временного преобразования внешнего силового воздействия  $N(t)$ , расположенного в точке  $O(t_0)$ , показывает трансформацию эллиптических годографов упругих изотропных состояний  $\{\sigma_N(t_i), \epsilon_N(t_i), \gamma(t_i)\}$  в функции расстояния и ракурса точки наблюдения относительно координат внешнего силового воздействия или конструкционного дефекта, образовавшегося в процессе эксплуатации (рис. 6).

Энергия волны гармонического воздействия  $N_0(t)$  в точках

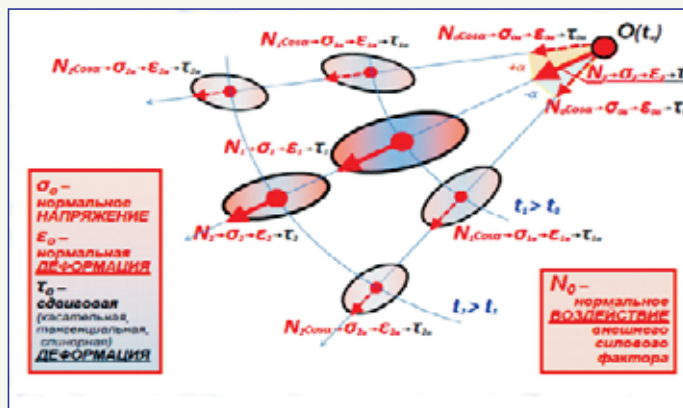


Рис. 6 ТЭПС волнового поля НДС упругих систем в точках наблюдения

наблюдения состояний ( $N_1, N_2$  и т.д.) обратно пропорциональна их расстоянию до точки приложения внешнего силового воздействия и зависит от их ракурса относительно направления вектора воздействия. Траекторный годограф в плоскости ортогонально расположенных связанных нормальных  $\epsilon_N(t_i)$  и касательных  $\gamma(t_i)$  деформаций одинаковой частоты является простейшим случаем фигуры Лиссажу - эллипсом, форма и угол наклона большой оси которого определяется соотношением амплитуд гармонических колебаний и временным сдвигом (фазой)  $\varphi$  координатных компонентов. При отсутствии сдвига фаз годограф вырождается в наклонную прямую линию и при равенстве амплитуд наклон составляет  $45^\circ$ . При сдвиге фаз  $\pm 90^\circ$  и равенстве амплитуд годограф вырождается в окружность. В остальных случаях годографы упругих колебаний имеют эллиптическую траекторию [3].

При пространственно-временной компьютерной реконструкции эллиптического годографа важно учитывать два чрезвычайно

важных обстоятельства:

- 1) направление движения текущей (мгновенной) точки годографа фазового вектора колебаний  $\{\epsilon_N(t_i), \gamma(t_i)\}$  в каждой точке контурной поверхности строго детерминировано;
- 2) повсеместно распространенные в мировой практике 1D-моноскопические усредненные энергетически измерения диагностических параметров колебательных процессов:

$$СКЗ^* \epsilon_N(t_i) = \int \epsilon_N(t_i) dt = 0,7 \cdot \epsilon_{Nmax}$$

принципиально не совпадают ни с одной точкой реального годографа, отображающего пространственно-временное множество связанных компонентов текущих значений вектора (рис. 7), выдавая измеренное значение с ошибкой от 30 до 100 %, в зависимости от степени несовпадения направления в пространстве измеряемого параметра с направлением измерительной оси 1D-датчика при установке на объекте [4].

Описанный выше причинно-следственный механизм преобразования кинетической энергии внешних силовых факторов в массово распределенную потенциальную энергию НДС упругого сопротивления является всеобщим и универсальным для механики упругих сплошных сред.

К внешним силовым факторам, помимо сил и моментов внешних механических воздействий, по механизму влияния на гомеостатическое состояние можно отнести:

- локально образующиеся дефекты (например, вследствие потери усталостной прочности или значительных температурных деформаций и т.п.),
- спровоцированные внешними физическими процессами автоколебания в смежных средах (например, флаттерные или помпажные аэроупругие колебания),
- собственные полидинамические автоколебания резонансного типа, а также механические колебания, вызванные иными физическими полями (например, процессы энергетической трансформации в мультифизических системах) [5].

Изучая упругие системы следует ограничиться рассмотрени-

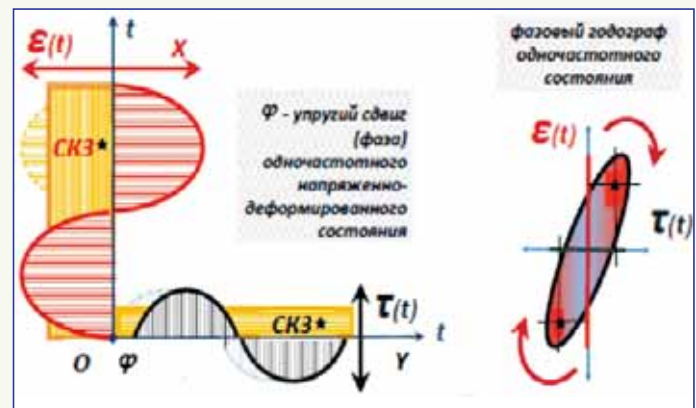


Рис. 7 СКЗ и фазовый портрет плоского одночастотного ТЭПС

ем процессов распространения волновых колебаний в сплошных средах. В этом случае локальное нарушение сплошности материала конструкции в форме неоднородности свойств или даже трещины на микроструктурном уровне свидетельствует о начале необратимого процесса зарождения потенциально опасного дефекта. Таким образом, инновационный факт изменения гомеостатического портрета может быть диагностическим признаком образования дефекта состояния на ранней стадии его зарождения.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан эффективный метод достоверной оценки текущих эксплуатационных состояний, которые во времени можно считать гомеостатическим портретом (Homeostasis portrate). П-портретирование, координатно привязанное к динамической модели объекта наблюдения, позволяет выстраивать самоорганизующиеся экспертные кибернетические системы техногенеза (Н-прогноза) [6].



Системная интеграция в рамках Модельного гомеостатического проектирования (МГП) инновационных подходов ВИТ-технологии, инструментальных средств ВМС, синтез-моделей ТЭПС, СНК-технологий и мобильных интеллектуальных экспертных систем обеспечат Н-портретированию **неоспоримое превосходство на рынке интеллектуальных систем экотехнологической безопасности** во всех сферах жизнедеятельности человека.

*Кто раньше других освоит интеллектуальные экспертные сетевые технологии, тот может стать недосягаемым лидером на рынке систем экотехнологической безопасности во всех сферах жизнедеятельности человека.*

Литература и публикации

1. Лещенко А.П. Фундаментальная строительная механика упругих систем. Изд. "Сфинкс", Таганрог, 2003, - 975 с.
2. Сперанский А.А. и др. Фундаментальный подход к реконструкции механических полей для оценки эксплуатационных

свойств изделий Оборонпрома, Двигатель, 2009, №1-3.

3. Гусев Б.В., Сперанский А.А. Волновой мониторинг безопасности механических систем, РИА, альманах ДСР, 2011, №3.
4. Цернант А.А., Сперанский и др. Системотехника вибромониторинга строительных конструкций, БСТ, 2009, №11, с. 49-61.
5. Сперанский А.А., Иванюк И.И. Стратегия научного мониторинга критически важных для национальной безопасности и потенциально опасных объектов. Изд. АНБ, 2010, №3.
6. Сперанский А.А. Гомеостатическое модельное проектирование как способ обеспечения техногенной безопасности при создании и эксплуатации объектов новой техники // Двигатель, 2013, №3.
2. Вайнберг И.А., Вайнберг Э.И., Цыганов С.Г., Сидорин В.Б. Российские высокоэнергетические томографы для отработки технологии и сертификации ответственных изделий авиационной промышленности // Двигатель. 2012. № 4. С.20-26.

**ИНФОРМАЦИЯ**

**В** мае 2015 года ГТЭС №1 месторождения нефти и газа "Приразломное" на базе шести газотурбинных установок ГТУ-4П разработки ОАО "Авиадвигатель" наработала 500 000 часов с начала эксплуатации.

Пермские установки эксплуатируются ООО "ЮНГ-Энергонефть" с 2001 года. ГТУ-4П работают в простом цикле, в качестве топлива используют попутный нефтяной газ, что позволяет компании-владельцу не сжигать его в факельных установках, а утилизировать на месте. Наряду с технико-экономическими преимуществами, применение пермского оборудования обеспечивает соблюдение жестких экологических норм.

Эксплуатация газотурбинных установок ГТУ-4П разработки ОАО "Авиадвигатель" началась в 1999 году. Всего за 16 лет заказчиком поставлено 39 установок. Их суммарная мощность на начало мая 2015 года составляет 156 МВт.

Установки используются в составе газотурбинных электростанций ГТЭС-4 и ГТЭС "Урал-4000". Работают как в простом, так и в когенерационном цикле, используя в качестве топлива природный или попутный нефтяной газ. Суммарная наработка ГТУ-4П на 01.05.2015 г. приближается к 1 880 000 часов. Нарботка лидерной машины превысила 97 тысяч часов.

Сегодня ГТУ-4П успешно эксплуатируются на объектах ООО "Башкирская генерирующая компания", ОАО "ЛУКОЙЛ", "Сахалин Энерджи Инвестмент Компани Лтд", ОАО "Газпром".



**XIV МЕЖДУНАРОДНЫЙ ПРОМЫШЛЕННЫЙ ФОРУМ – 2015**  
МЕЖДУНАРОДНЫЕ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ ВЫСТАВКИ И КОНФЕРЕНЦИИ

**24-27**  
**НОЯБРЯ**



Генеральный информационный партнер:  
**ПРОМСТАВКА**  
и МЕДИАСИТИ



**ufi**  
Approved Event

**ОРГАНИЗАТОР**  
Международный выставочный центр  
**ПРИ ПОДДЕРЖКЕ:**  
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](mailto:lilia@iec-expo.com.ua)  
[www.iec-expo.com.ua](http://www.iec-expo.com.ua)  
[www.tech-expo.com.ua](http://www.tech-expo.com.ua)

# ТВОРЦУ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ И ВЛАСТЕЛИНУ ПЕРА - 80

## К ЮБИЛЕЮ В.Ф. РАХМАНИНА

Мы с удовольствием уведомляем своих читателей, что 17 сентября - юбилей одного из наиболее читаемых и популярных авторов нашего журнала Вячеслава Фёдоровича Рахманина.

В 1959 году Вячеслав Федорович, по окончании Моторного факультета Московского авиационного института был направлен на предприятие, носящее в настоящее время название "НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко". Где и проработал всю свою творческую жизнь и где трудится по настоящее время.

В ОКБ вначале занимался конструированием и отработкой агрегатов ЖРД, потом возглавлял модернизацию двигателей для космических РН "Космос-3М" и "Циклон". Он был ведущим конструктором разработки БРК "Воевода", а также и других боевых ракет, создаваемых в КБ "Южное" под руководством В.Ф. Уткина.

За успехи в работе награждён двумя орденами Трудового Красного знамени и тремя медалями. Он лауреат Госпремии СССР, имеет ведомственные награды Роскосмоса и Федерации космонавтики, лауреат премии В.П. Глушко. Награждён и "Золотой медалью академика В.Ф.Уткина".

В.Ф. Рахманин - член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, член президиума Федерации космонавтики России, кандидат технических наук, лауреат премии им. В.П. Глушко.

В настоящее время В.Ф. Рахманин продолжает работать в НПО "Энергомаш" и уделяет значительное время изучению и популяризации истории отечественной ракетной техники. Нам всем очень повезло, что такой грамотный и знающий человек заинтересовался вопросами популяризации деятельности своих




коллег и товарищей по работе в одной из наиболее передовых отраслей технического творчества, где мы достигли наибольшего успеха и пока ещё не сдали передовых позиций.

Вячеслав Федорович - один из наиболее ярких и талантливых пропагандистов и популяризаторов достижений отечественного ракетостроения, отрасли, деятельность которой (по причинам секретности) в советское время не была известна никому, в том числе и тем, кто вроде бы сам там трудился. В результате про немецкое или американское ракетостроение в СССР знали больше, чем про своё. Благодаря его трудам туман над этой частью отечественной технической истории во многом рассеялся.

С середины 80-х годов занимается изучением истории отечественной ракетно-космической техники, выступает с докладами на научных и академических чтениях, на международных конференциях и конгрессах. Он постоянный участник подготовки и проведения Королевских чтений, чтений памяти Циолковского и Гагарина и некоторых других.

С нашим журналом Вячеслав Фёдорович сотрудничает с первого года его выхода в свет. За это время им было размещено здесь около 30 интереснейших тематических статей самого разнообразного содержания в области ракетно-космической техники, вызывающих неизменный интерес читателей. Некоторые статьи печатались во многих номерах и читатели специально звонили и писали нам - удостовериться, что в следующем номере будет продолжение темы.

Он публикуется также в журналах "Полёт", "Природа", "Новости космонавтики", на страницах интернета и др. 

**Сердечно поздравляем Вячеслава Фёдоровича с 80-летием и желаем ему долгой и плодотворной творческой жизни, подкреплённой неизменно неодолимым здоровьем на радость друзей, близких, сотрудников и многочисленной армии читателей и почитателей его несомненного литературного таланта. Всегда ждём в журнале!**



Р-36М2 "Воевода"



В С Е Г Д А   Н А   В Ы С О Т Е

# МАКС 2015

**МЕЖДУНАРОДНЫЙ  
АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИЙ  
САЛОН**



[www.aviasalon.com](http://www.aviasalon.com)

**МОСКВА • ЖУКОВСКИЙ • 25-30 АВГУСТА**

# ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКАЯ ТОМОГРАФИЯ СОВРЕМЕННЫХ ЭЛЕКТРОВАКУУМНЫХ ПРИБОРОВ

ООО "Промышленная интроскопия":

**Ирина Алексеевна Вайнберг**, старший научный сотрудник, к.т.н.  
**Эдуард Ильич Вайнберг**, президент, д.т.н.  
**Сергей Геннадьевич Цыганов**, старший научный сотрудник  
**Вадим Борисович Сидорин**, старший научный сотрудник

*Многие десятилетия разнообразные электровакуумные электронные приборы (ЭВП) [1] находят широкое применение в радиотехнических устройствах авиационного и космического назначения, в системах наземной и спутниковой связи, радиовещании, телевидении и телеуправлении, в многообразных радиолокационных комплексах, системах радиоэлектронного подавления и защиты, приборах ночного видения, в медицинской рентгеновской диагностике, промышленном неразрушающем контроле, при таможенном досмотре багажа и грузов, в технологии ВЧ, СВЧ нагрева и лазерной резки, в коммутирующих и защитных системах электроэнергетики, в атомной промышленности, в ускорительной технике и физике высоких энергий, в астрономических комплексах.*

Несмотря на активную экспансию полупроводниковых и многоэлементных технологий, потеснивших ЭВП в бытовой светотехнике, в области маломощной генерации СВЧ колебаний, в технологии телевизионных и компьютерных мониторов, а также многоэлементных преобразователей изображений различного диапазона длин волн, современные ЭВП сохранили ведущее положение как усилители и генераторы излучения ВЧ и СВЧ диапазонов повышенной мощности, источники рентгеновского излучения, коммутаторы мощных высоковольтных электрических цепей и регистраторы быстропротекающих процессов. Их отличает высокое быстродействие и рекордный уровень мощности, надежность при работе с повышенными напряжениями, радиационная и температурная стойкость.

Обеспечение высокой надежности и конкурентоспособности современных ЭВП предполагает неразрушающий контроль качества исходных материалов и деталей конструкции (обычно из стекла, керамики и металла), правильности сборки и взаимного расположения узлов, а также дефектоскопию многочис-

ленных сварных и паяных соединений. При этом максимальные размеры ЭВП могут достигать 500 мм в диаметре и 1000 мм по длине, а используемые тяжелые конструкционные металлы включают ковар, медь, никель, молибден, вольфрам и тантал.

В этой связи целью проведенных нами экспериментальных исследований была оценка эффективности универсальных высокоэнергетических компьютерных томографов ООО "ПРОМИНТРО" [2] с проникающей способностью до 150 мм стали при неразрушающем контроле качества технологии и конструкции всего спектра современных ЭВП. Для испытаний использовался компьютерный томограф ВТ-600ХА и в одном случае (продольное сечение рентгеновского излучателя длиной 800 мм) - ВТ-1500ХА.

Примеры полученных томограмм основных типов современных ЭВП приведены на рис.1-10. Там же указаны габаритные размеры исследованных приборов.

Рамки статьи ограничивают нас в количестве представленных примеров. Видно, что томограммы достоверно воспроизводят мельчайшие особенности внутренней структуры каждого

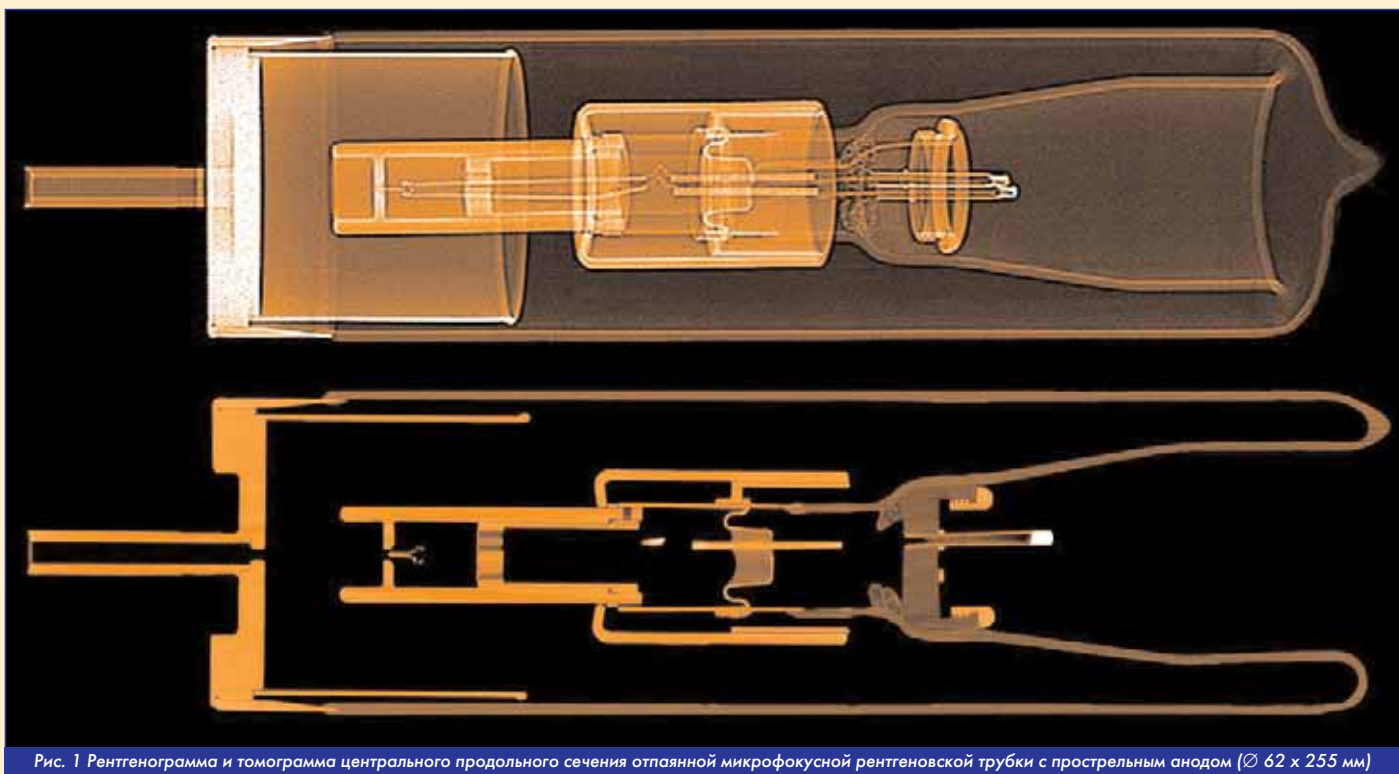


Рис. 1 Рентгенограмма и томограмма центрального продольного сечения отпаянной микрофокусной рентгеновской трубки с прострельным анодом ( $\varnothing$  62 x 255 мм)

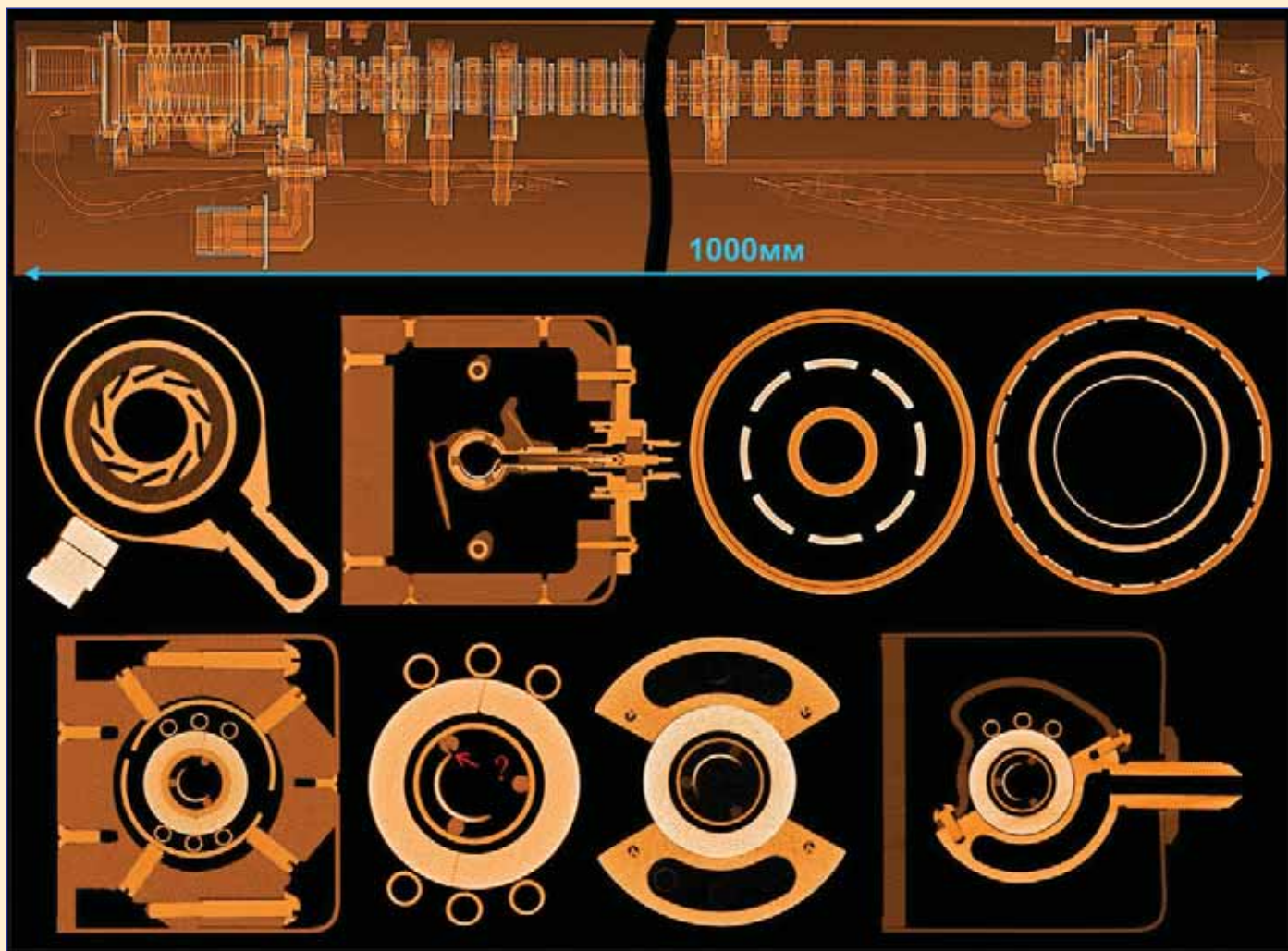


Рис. 2 Рентгенограмма и восемь томограмм поперечных сечений мощной лампы бегущей волны (1030 x 86 x 82 мм)

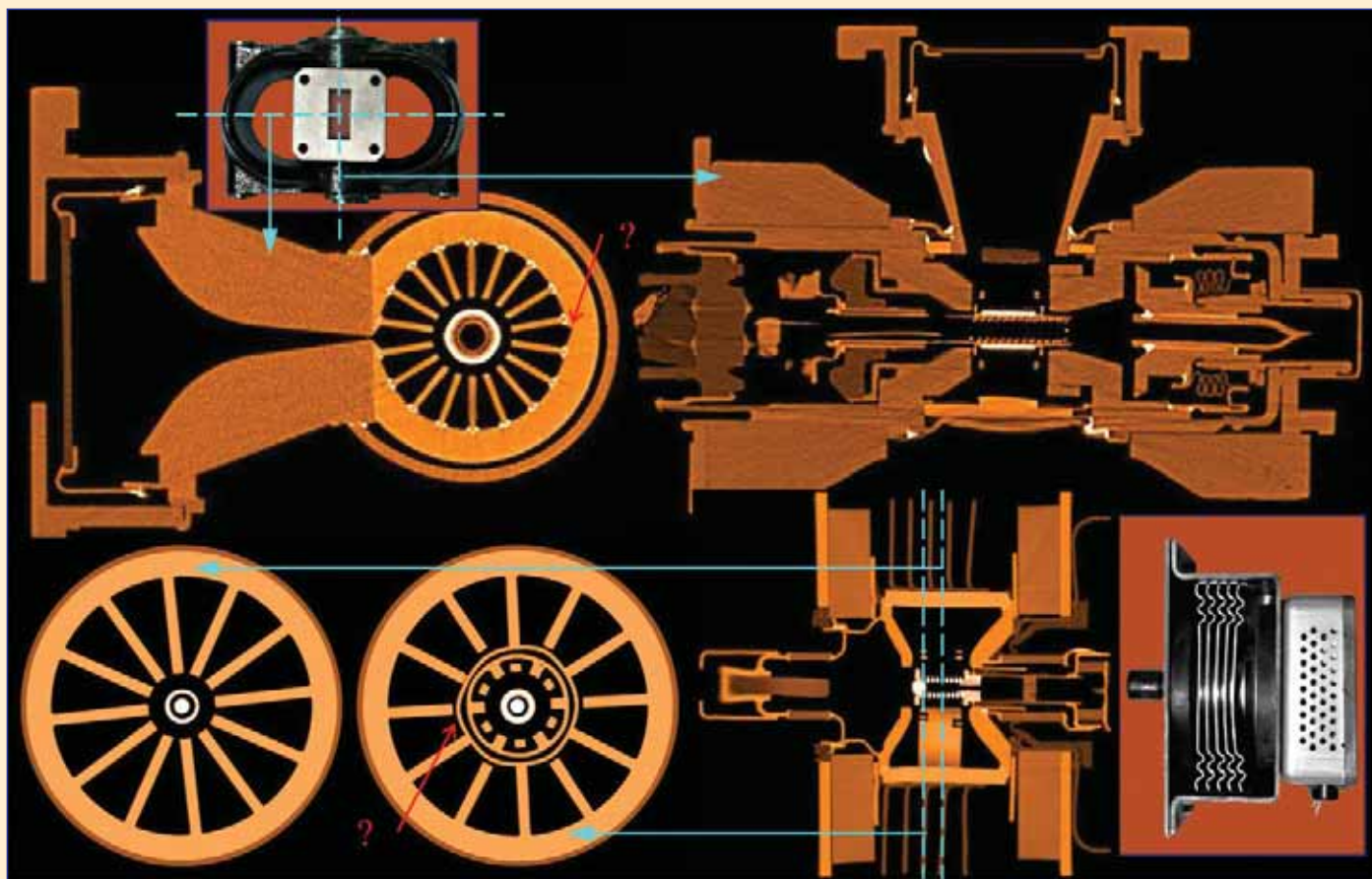


Рис. 3 Внешний вид и пять томограмм продольных и поперечных сечений двух магнетронов 3-см и 10-см диапазонов (80 x 120 x 60 мм и 100 x 100 x 130 мм)

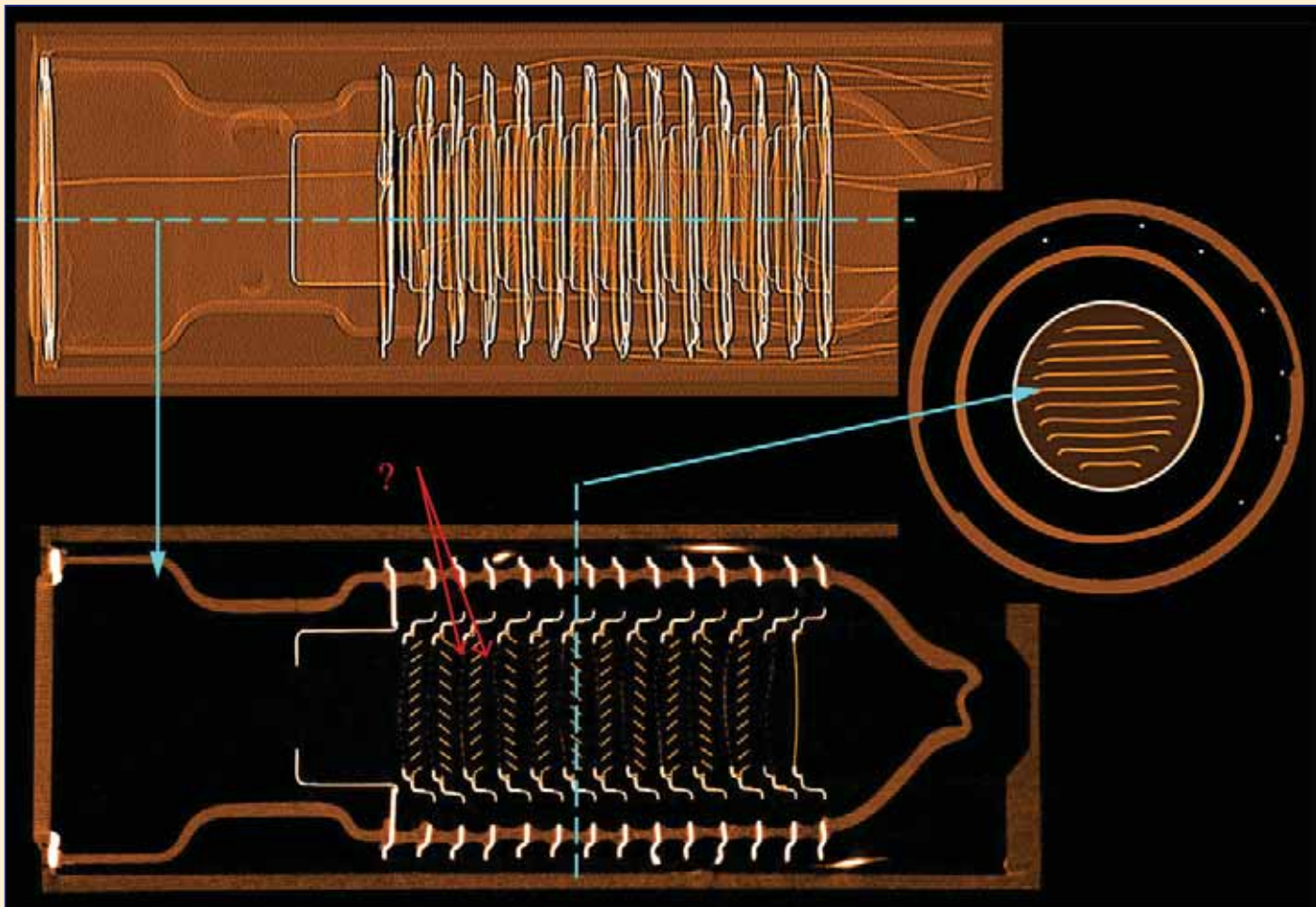


Рис. 4 Рентгенограмма и томограммы продольного и поперечного сечений многокаскадного фотоэлектронного умножителя ( $\varnothing$  40 x 100 мм)

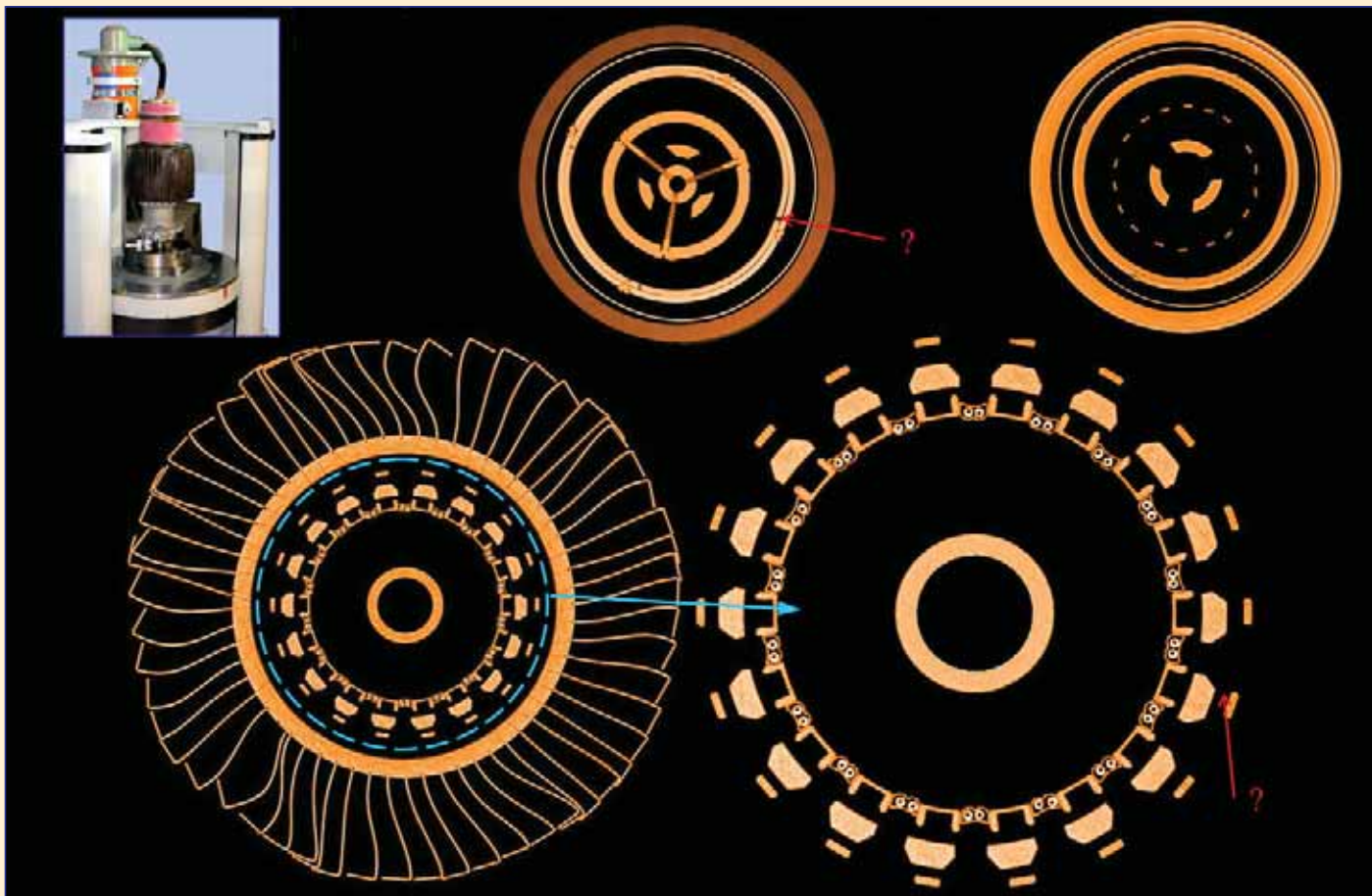


Рис. 5 Внешний вид и томограммы поперечных сечений мощного металлокерамического многокатодного генераторного УКВ тетрода с воздушным охлаждением ( $\varnothing$  300 x 400 мм)

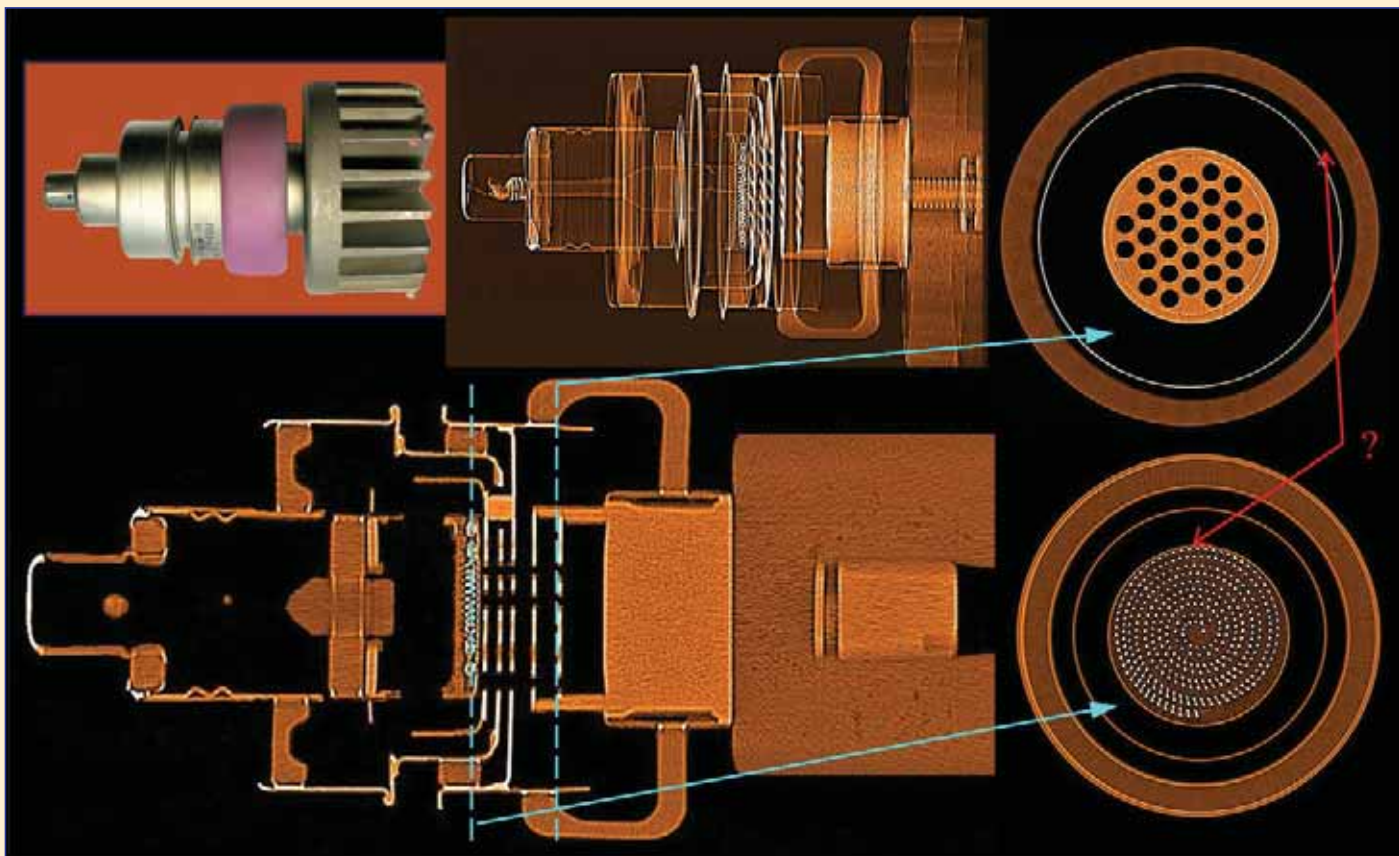


Рис. 6 Внешний вид, рентгенограмма и томограммы продольного и поперечных сечений металлокерамического генератора с воздушным охлаждением (Ø 65 x 115 мм)

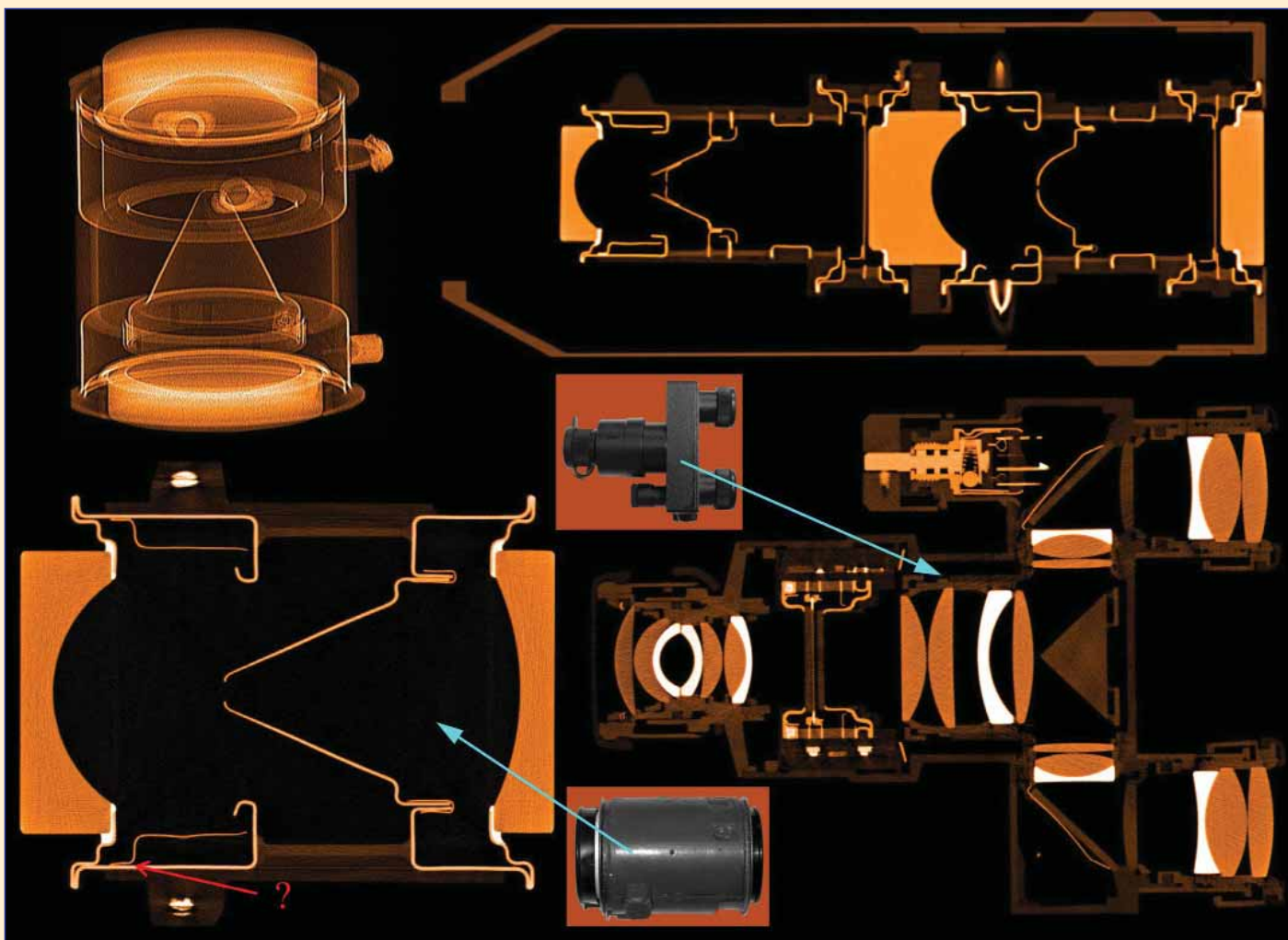


Рис. 7 Внешний вид, рентгенограмма и томограммы продольных сечений однокамерного и двухкамерного электронно-оптических преобразователей, а также бинокля ночного видения (60 x 200 мм)

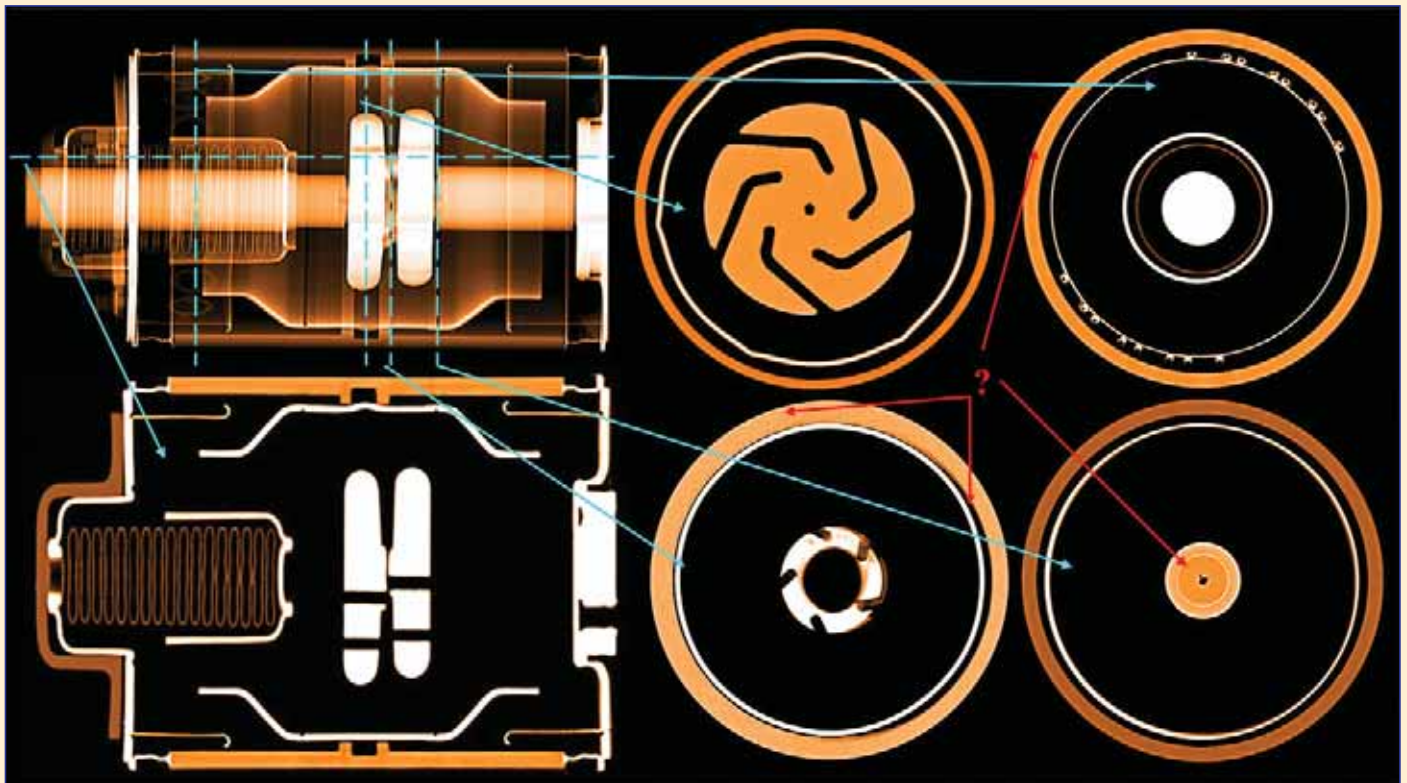


Рис. 8 Рентгенограмма и томограммы продольного и поперечных сечений высоковольтного вакуумного выключателя (металлокерамической вакуумной дугогасительной камеры  $\varnothing 150 \times 250$  мм)

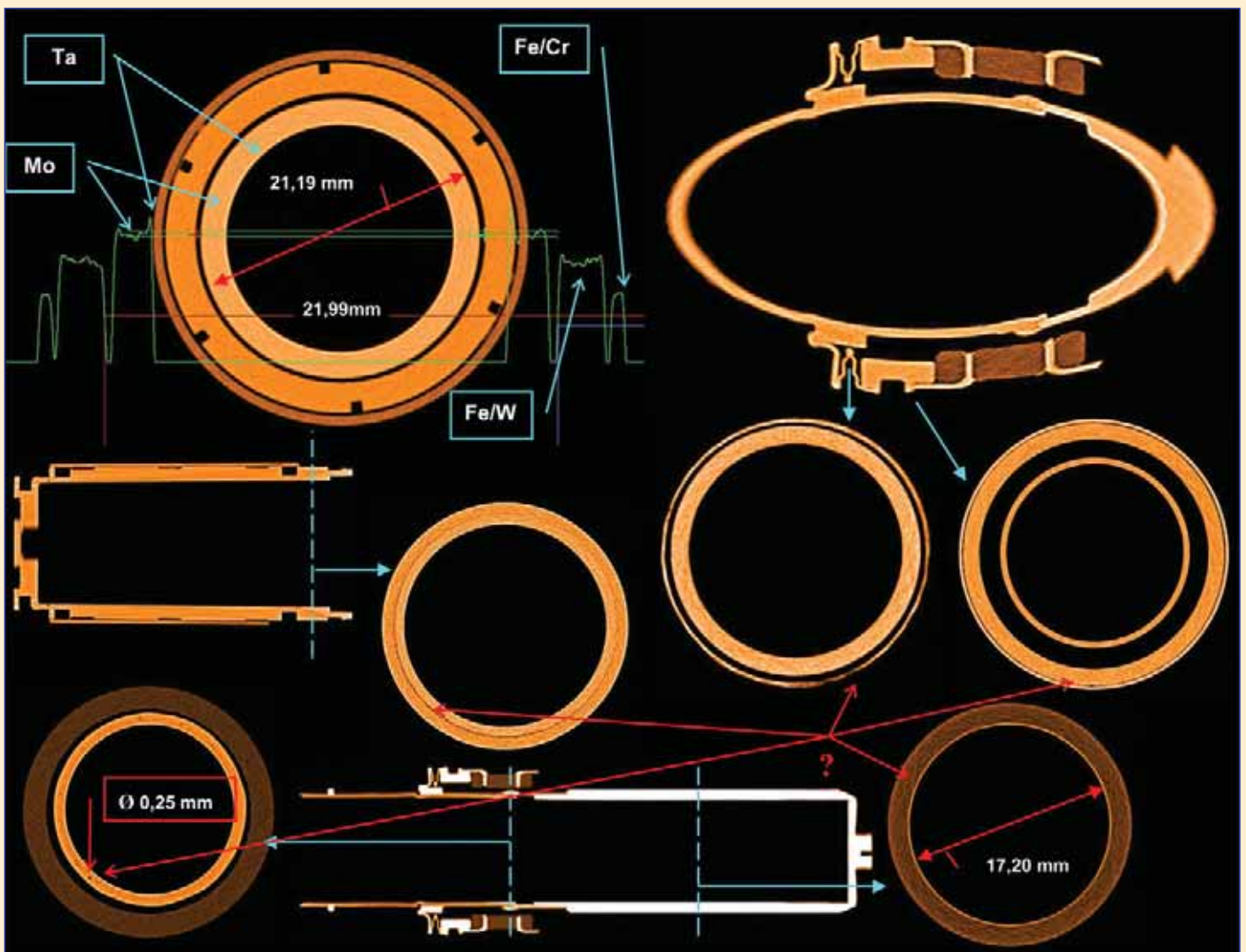


Рис. 9 Томограммы сварных и паяных соединений разнородных жаропрочных материалов металлокерамического термоэмиссионного радионуклидного источника тока ( $\varnothing 30 \times 100$  мм)



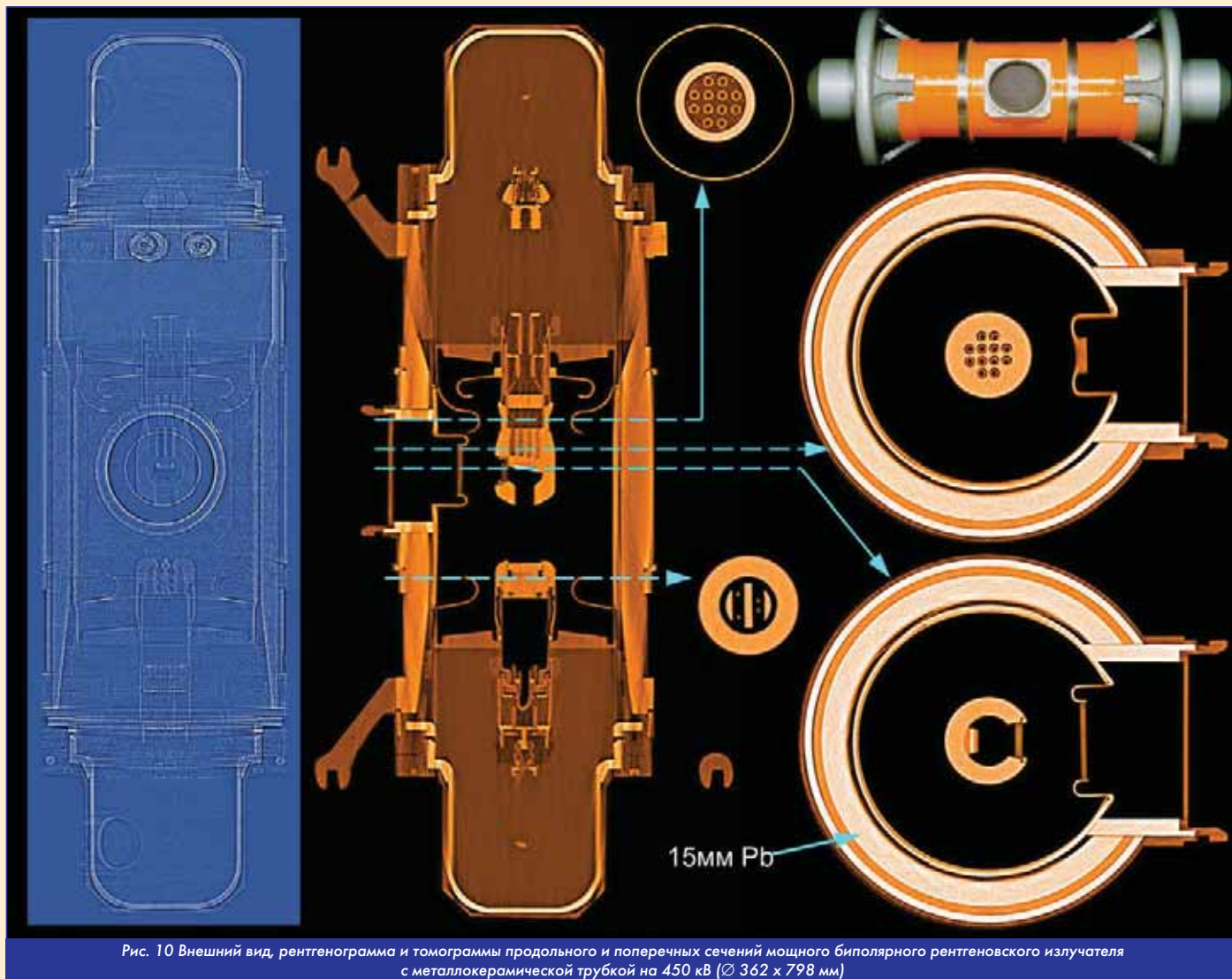


Рис. 10 Внешний вид, рентгенограмма и томограммы продольного и поперечных сечений мощного биполярного рентгеновского излучателя с металлокерамической трубкой на 450 кВ (Ø 362 x 798 мм)

неразборного электровакуумного прибора, позволяют оценить уровень технологии и выявить дефекты, возникшие при сборке, пайке и эксплуатации. Часть обнаруженных дефектов помечена на рисунках красными стрелками. Внимательно рассмотрев приведенные иллюстрации, Вы сами имеете возможность провести подробный анализ конструкции и технологии внутренней структуры этих приборов.

При анализе представленных изображений томограмм следует помнить, что каждая двумерная томограмма содержит от одного до четырёх миллионов 16-разрядных цифровых значений, отражающих пространственное распределение плотности материалов в исследуемом сечении или выбранной оператором локальной зоне такого сечения. Результаты томографического контроля, помимо изображений, представляются в виде графиков распределения плотности внутри контролируемого изделия, позволяющих обнаружить дефекты в виде разноплотностей, пор, трещин, включений и бесконтактно количественно измерить плотность и геометрические размеры внутренних конструктивных элементов и зазоров. Правда, делается это не по картинкам, а по цифровым файлам исходных томограмм с помощью специального программного обеспечения томографа.

Видно, что высокоэнергетические компьютерные томографы ООО "ПРОМИНТРО" по допустимым массогабаритным характеристикам объектов контроля, проникающей способности излучения и пространственному разрешению позволяют контролировать всю номенклатуру современных ЭВП и целенаправленно обрабатывать техпроцесс с оперативным контролем его влияния на внутреннюю структуру с целью минимизации дефектов и повышения надежности ответственных радиотехнических и технологи-

ческих комплексов. Особо отметим представленные на рис. 10 уникальные по проникающей способности томограммы мощного биполярного промышленного рентгеновского излучателя фирмы GE длиной 800 мм на напряжение 450 кВ с толстостенной радиационной защитой в виде 15-мм свинцовой трубы.

Благодаря томографии у разработчиков, технологов и потребителей ЭВП возникает возможность детально сравнить особенности конструкции и технологии внутренней структуры однотипных ЭВП разных производителей, чтобы осознанно выбрать наилучшее решение.

Таким образом, мы видим, что электровакуумные приборы, начавшие свое развитие 130 лет назад с лампочки Эдисона и "катодно-лучевой" трубки Крукса, достигли зрелого технического состояния и благодаря уникальным физическим особенностям сохраняют заметное место в современной промышленности и ответственных гражданских и оборонных применениях, а высокоэнергетическая компьютерная томография может стать важным фактором повышения уровня технологии, надежности и долговечности ЭВП. **▲**

#### Литература

1. Электровакуумные электронные и газоразрядные приборы: справочник / Б.В. Кацнельсон, А.М. Калугин, А.С. Ларионов; ред. А.С. Ларионов. - 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Радио и связь, 1985. - 864 с.
2. Вайнберг И.А., Вайнберг Э.И., Цыганов С.Г., Сидорин В.Б. Российские высокоэнергетические томографы для обработки технологии и сертификации ответственных изделий авиационной промышленности. // Двигатель. 2012. № 4. С.20-26.

# ВЗГЛЯД НА ИСТОРИЮ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ТРЕТЬЕГО ГУ МИНАВИПРОМА СССР

Валентин Михайлович Толоконников

*Когда мне предложили написать об авиадвигателестроении в нашей стране, а я согласился, мне и не представлялось, насколько это трудная, разноплановая и обширная тема. Само название темы предполагает сравнение процессов образования и функционирования управляющих систем в разные эпохи и в разных социально-политических обстановках, т.е. практически в разных государствах, хотя и на одной территории и в одном и том же обществе. Политически страна другая, а народонаселение и созданные производственные мощности те же, хотя это и очень спорное утверждение.*

## АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ В СССР И РФ

*Все выше, и выше, и выше  
Стремим мы полет наших птиц,  
И в каждом пропеллере слышим  
Спокойствие наших границ.*

**В** СССР авиадвигателестроение (АДС) олицетворялось Третьим Главным Управлением Минавиапрома: центральный аппарат из 80-120 специалистов, 25-40 заводов, ОКБ, институтов. Такой разброс в количестве управляющих объектов и специалистов потому, что, начиная с 30-х годов и по 90-е годы XX столетия происходили неоднократные изменения в целях оптимизации управления работ по созданию научно-технического задела (НТЗ), разработки, доводки, создания и опытному производству новейших авиадвигателей и организации серийного производства на заводах, как в предвоенное время, так и в ходе военной, а затем и послевоенной обстановки. Все эти периоды требовали разных подходов и решений по развитию авиадвигателестроения как в органах центрального управления (Третье ГУ Минавиапрома), так и в опытном строительстве (ОКБ, ЦИАМ, НИИД), так и в серийном производстве.

Итак, предвоенные годы. В стране происходит процесс индустриализации. В 1939 году создается Народный Комиссариат по делам авиации.

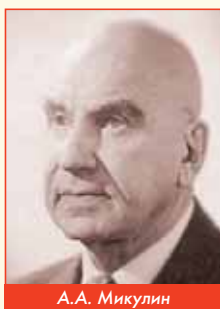
Так что же из себя представляло АДС в предвоенные годы (1 этап), и затем, в период Великой отечественной войны (2 этап), а далее в послевоенные годы (3 этап), и с 1992 по 2014 гг. (4 этап)?

### I этап

Основными разработками авиадвигателей, определяющими в предвоенные годы стратегию в АДС, были коллективы, возглавляемые:

А.А. Микулиным в Москве - АМ-38Ф, АМ-42;  
В.Я. Климовым в Рыбинске и Уфе - ВК-103, ВК-105ПФ, ВК-107;  
А.Д. Швецовым в Молотове (Пермь) - М62ИР, АШ-82ФП.

Другие разработки существенно не влияли на обеспечение двигателями самолетов.



А.А. Микулин



В.Я. Климов



А.Д. Швецов



А.И. Шахурин

Конструкторские бюро именно этих Главных конструкторов и создавали авиадвигатели для самолетов Военно-воздушного флота, готовившегося к противостоянию Люфтваффе, чтобы обеспечить господство в воздухе.

Серийное производство авиадвигателей в предвоенные годы в основном было организовано на 7 заводах: № 16, 19, 24, 26, 27, 29, 154.

Продукция советских авиамоторных заводов в 1940 году		
Завод	Доля в выпуске, %	Основная продукция
№ 16 (Воронеж)	9,4	М-11, МВ-4, МВ-6, ИМ-105Р
№ 19 (Пермь)	18,0	М-62, М-63, М-25
№ 24 (Москва)	21,0	М-62, АМ-34, АМ-35, АМ-38
№ 26 (Рыбинск)	32,5	М-103, М-104, М-105
№ 27 (Казань)	0,4	М-105
№ 29 (Запорожье)	12,5	М-87, М-88
№ 154 (Воронеж)	4,7	М-11

Авангардным был Рыбинский завод № 26, который выпускал 32,5 % авиадвигателей в 1940 году. Руководил предприятием талантливый инженер В.П. Баландин, а генеральным конструктором с 1935 г. был В.Я. Климов, впоследствии Генеральный конструктор, дважды Герой Социалистического Труда, выдающийся конструктор-авиадвигателестроитель. Именно в Рыбинске впервые авиадвигатели собирались на конвейере, чему удивлялись и немецкие специалисты, посетившие завод перед войной.

### II этап (1941 - 1945 гг.)

*Принявши руль в тревожный год,  
Когда Европу всю согнули,  
Вновь создавал Воздушный Флот -  
Защиту Родины - Шахурин.*

*Шесть лет он боевой Нарком,  
А годы шли один за десять.  
Развил он так Авиапром,  
Что не страшны с тех пор агрессии.*

Наши предшественники и в АДС в частности, и в авиапроме в целом, с честью выполняли требования фронта и по качеству, и по количеству авиатехники. Выпуск самолетов, например, в 1944 г. был доведен



АМ-38



АМ-38



АШ-82



Ил-2

до 44 000 и двигателей - до 72 000 в год. Работа была проделана гигантская и была героической и невозможной вне специализированной централизованной системы государственного и народно-хозяйственного управления. Следует отметить, что, начиная войну, немецкие специалисты оценивали мощность нашего АДС как 18 000 ... 20 000 в год. Они понимали, есть двигатель - значит, есть самолет. Ошиблись, и существенно. Только заводом № 26, но уже в Уфе за военные годы было выпущено 97 000 двигателей, а это 24 000 двигателей в год.

**III этап (1945 - 1992 гг.)**

***Наш острый взгляд пронзает каждый атом,  
Наш каждый нерв решимостью одет,  
И знали мы: на каждый ультиматум  
Воздушный Флот достойный даст ответ!***

Великая Отечественная война победно завершена, и авиапром переходит на выпуск гражданских самолетов, и двигателей к ним, сохраняя при этом дальнейшее совершенствование боевой авиации.

Предстояло, не потеряв высокого уровня и совершенства в авиадвигателестроении, достигнутого во время суровых лет Великой Отечественной войны, переориентироваться на газотурбинные двигатели (ГТД) и в боевой (в первую очередь), и в гражданской авиации.

Стояла задача - достойно противостоять всему капиталистическому миру в борьбе за мирное небо. И наши предшественники это сделали. ОКБ, заводы и наука по двигателям, возглавляемые выдающимися организаторами авиадвигателестроения Третьего ГУ Авиапрома во главе с М.Н. Стёпиным, обеспечили вновь создаваемые боевые и гражданские самолеты и вертолеты газотурбинными и поршневыми двигателями с необходимыми техническими параметрами и в необходимых количествах. При этом продолжалось наращивание мощностей и по опытному, и по серийному производству, а также по развитию НТЗ и повышению технологического уровня.

Непрерывно росла численность рабочих авиапрома, а также постоянно совершенствовалось технико-инженерное обеспечение. При каждом крупном заводе были и профтехучилища, и техникумы, и мощные отделы по подготовке кадров, филиалы авиационных институтов. На заводах создавались производства неавиационного профиля для выпуска продукции неавиационной техники, и к 1990 году заводы 3 ГУ ежегодно выпускали до 10 000 авиадвигателей и 1 000 000 поршневых двигателей и продукции неавиационной тематики в объемах, превышающих фонд зарплаты всех работающих в ОКБ и заводах авиапрома. Развернулось широкое строительство жилья, подсобных хозяйств, баз отдыха. Все было направлено на закрепление кадров и улучшение их благосостояния.

Номенклатура двигателей стала обширнейшей: от поршневых до ГТД, мощностью от долей ватта до десятков мегаватт, от нашедших применение в авиамоделлизме до предназначенных для самолетов, установивших мировые рекорды в грузоподъемности, скорости, дальности.



А.Н. Туполев



А.С. Яковлев



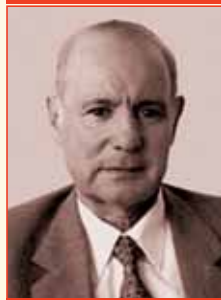
А.И. Микоян



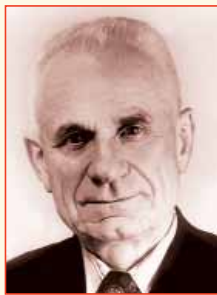
П.О. Сухой



С.В. Ильюшин



Г.В. Новожилов



**А.М. Льюлька**



**С.К. Туманский**



**С.П. Изотов**



**А.А. Саркисов**

Проблем с финансированием и сбытом не было. Главными заказчиками были Министерство обороны и ГВФ, которые заказывали в объемах даже больше, чем могла производить промышленность. На страже качества стояли высококлассные специалисты из ВВС.

В этих условиях перед промышленностью стояли задачи: наращивать объемы, расширять производство, снижать ресурсоемкость, повышать надежность и ресурс, повышать производительность труда, то есть снижать себестоимость.

Но и проблемы все же были, если сравнить с Западом:

- недостаточно высокая производительность труда (отставание станкоинструментальной промышленности и по количеству, и по качеству оборудования и инструментов);

- нехватка рабочих, особенно станочников и слесарей-доводчиков высокого класса. Этот второй недостаток вытекает из первого;

- отсутствие специализированных производств однотипных деталей и узлов. Каждый завод делал все сам: от гаек и шайб до дисков, лопаток и т.д. Количество изготавливаемых деталей и узлов по каждому типу двигателей было невелико, технологии не были рассчитаны на большие серии, себестоимость была высокой, а этот недостаток напрямую определял первый.

Приведу один характерный пример. Будучи в Англии в городе Дербри на фирме Rolls Royce наша делегация увидела, что на плоскошлифовальном станке базовые плоскости лопаток турбин шлифуют сразу двумя шлифкругами, а это почти в 2 раза снижает машинное время шлифования. Вернувшись в Рыбинск, мне представилась возможность внедрить этот метод у себя.

Поставили два круга, пробуем шлифовать: дробление, точность никудашные. Оказывается, наши станки только по виду те же, что в Англии. Но у них отсутствуют два правящих алмазных приспособления, вся конструкция имеет малую жесткость и поэтому не обеспечивает шлифование сразу двумя кругами. Вывод один: нужен новый станок. А станкостроители и так загружены, им делать какие-то изменения некогда, да и не выгодно. Вот вам и проблема. Пример, конечно, наивный, но характерный.

Но все-таки, и в военной авиации, а в некоторые периоды и в гражданской, мы были впереди планеты всей: Су-27, МиГ-31, МиГ-29, Ту-104, Ту-144, Ту-160, Ил-76, Ан-124, Ан-225, Ми-26 и их двигатели в 80-х годах XX века были на уровне мировых стандартов и даже опережали их.


**IV этап (конец XX - начало XXI вв.)**

**Все ниже,  
и ниже,  
и ниже  
Полет наших стареньких птиц  
И в небе все чаще мы слышим  
Поношенных из-за границ**

Если в 60-90-е гг. XX века авиапромышленность СССР противостояла всему миру и по выпуску, и по качеству самолетов и двигателей, и выдерживалась конкурентоспособность в этой области, то в 90-е гг. XX века и первом десятилетии XXI века ни о какой конкуренции и разговора нет. В России полный упадок авиапромышленности для гражданских целей и отставание на 8-10 лет в самолетах военного назначения по техническому уровню, и в 10-20 раз по количественному выпуску.

Сегодня ОДК находится в состоянии формирования структуры и поиска путей оптимальных решений как обеспечения нужд внутри страны, так и завоевания рынка в планетарном плане. Состояние примерно такое, как у Третьего ГУ было в 30-е предвоенные годы. Созданные тогда структуры управления, НТЗ, ОКБ и серийное производство прошли суровое испытание войной, и это тестирование показало оптимальность выбранных решений по управлению авиадвигателестроением СССР и организации всего жизненного цикла двигателей. Теперь обстановка иная. Перед ОДК стоит задача конкурентоспособности выпускаемых объектов на мировых рынках, остаются задачи обеспечения обороноспособности страны, нужд народного хозяйства в транспортировке и создании энерговырабатывающих систем на основе газотурбинных комплексов.

И хотя задачи похожи, обстановка и состояние НТЗ, ОКБ и заводов совсем другие. Изменилась и геополитическая обстановка в мире. Теперь противостояния НАТО - Варшавский пакт нет. Нет мощного СССР с могучей, хотя и отстающей индустриальной базой, нет квалифицированных кадров высшего уровня, нет, или почти нет, высочайшего уровня генеральных конструкторов. Во главе заводов и некоторых ОКБ стоят экономисты, т.е. специалисты по финансовым потокам, а не по созданию авиадвигателей нового поколения.

В России же мы создали ОДК, и уже первая пятилетка (2008 - 2013) завершена. Пошла вторая... 

*(Продолжение следует.)*



Изд. 117



ПС-90ЭУ-16А

# И как пример для подражания.



Чтобы стать **большим примером для подражания**, крупные размеры не требуются. Наоборот. Концепция нашего нового станка С 12 восхищает своей **компактностью**, чрезвычайной **малогабаритностью** конструкции – причем с наличием **встроенного инструментального магазина**. Он может быть оснащен **71 инструментом**. И все это в сочетании с широко известными **качеством, долговечностью и точностью** оборудования Hermle для самой современной **5-осевой технологии обработки**.

ООО Хермле Восток  
ул. Полковная д.1, стр. 6  
127018 Москва, Россия  
Тел.: +7 495 627 36 34 Факс: +7 495 627 36 35 E-mail: info@hermle-vostok.ru

 **HERMLE**  
Фрезеровать лучше

# МАЛЕНЬКИЙ РЕЧНОЙ ВЕРТОЛЕТОНОСЕЦ

Александр Аркадьевич Гомберг, Владимир Александрович Левкин, Михаил Юрьевич Частухин

...Банально, но Москва - действительно не резиновая. По крайней мере в плане пропускной способности дорог. Да если бы и только Москва!.. Так бы и полетел над этими пробками - и прямо к дому. Но - нельзя. И не на чем, а если и есть на чём - то не дают. Развитие авиационного транспорта в крупных городах сталкивается с серьезными препятствиями в законодательстве, логистике, технике и экономике. Но ведь в мире-то как-то с этим справляются. И летают.

В крупных городах, например, летать без опасности для нелетающих можно только над руслами рек и другими акваториями. Это приводит к необходимости использования плавучих подготовленных взлетно-посадочных площадок. Они могут быть понтонного типа, причальными комплексами и самоходными. Маленькие речные вертолётносцы.



борьбе с дебаркабери (различного рода) трудно представить много таких понтонов. К тому же, они должны быть жестко привязаны к конкретной точке со



своими координатами, и аттестованы как подготовленная вертолётная площадка. Потому, более сложная конструкция, скажем - самоходное судно с вертолётной площадкой, имеет ряд преимуществ. С его помощью можно осуществ



твлять прием и обслуживание вертолетов в более широком районе, чем нежели просто у стенки, или на якорной стоянке. И оно просто может... возить вертолет с собой. Как прогулочный боулайнер на фото выше.



"Мистраль"

Кстати, ради истины, стоит заметить, что в СССР уже были во множестве суда с вертолетами на борту. Напри-



Вертолётносцы "Киев", СССР



6. Вертолётносцы "Киев", часть отеля в Китае



Вертолёты на судне на Полюсе

меры - противолодочные. Кроме того без вертолётных площадок не могут обходиться и ледо-

колы, танкеры, сухогрузы и морские моторные прогулочные (и даже парусные) яхты.

Вернемся с просторов морей и океанов к нашему родному акваториям, где "Мистралям" не развернуться. Оказывается, здесь уже можно



Яхта PRINCESS MARIANA-680 с вертолётной площадкой

встретить современные причальные комплексы с вертолётной площадкой, которые уже используются в Санкт-Петербурге на Неве, и уже установлены и ждут своего часа на Москве-реке. Министерство обороны уже открыло и использует

Длина наибольшая, м	45,2
Длина по КВЛ, м	40,7
Ширина наибольшая, м	7,0
Высота борта, м	3,7
Высота над водой со склон. мачтой, м	8,0
Осадка, м	1,9
Экипаж / пассажирских мест, чел.	6/70
Спальных мест для пассажиров	6
Пассажиры (рейс до 8 ч.), чел.	40
Мощность ГД, кВт	2 x 170
Скорость, узлов	11
Автономность, сут.	5
Класс PPP	"0 2.0 A"

Теплоход класса ОМ.



...Давным-давно над Москвой могли летать некоторые вертолеты и даже воздушные шары, и было это всем весело и интересно (начало сказки). Но в один прекрасный момент Ю.М. Лужков эти покатушки прикрыл (конец сказки). Не скажу, чтобы у него не было для этого никаких разумных оснований. Времена, впрочем, меняются, и авиационная общественность с надеждой ждет, что над Москвой будут летать коммерческие вертолеты (правда, из-за наиболее шумных лётных показаний последнего времени с коммерческой авиацией, эти мечты реальнее не становятся). А может еще и воздушные шары - они же тепловые аэростаты - и даже дирижабли. Прецеденты уже были когда-то: летал тепловой дирижабль (и одному из авторов удалось полетать над ВДНХ с Александром Ламуниным) в 1997 году, летали газовые Аэростатика и Аи-12.

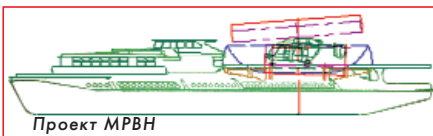


Фото с шара на ВДНХ в 1997 г.

В качестве промежуточной меры вертолетчики давно предлагают запустить их хотя бы по руслам Москва-реки, Яузы и т.п. маршрутам, где нет постоянно проживающего населения. Надежды эти не беспочвенны, судя по всему, и может быть им суждено будет сбыться в недалеком будущем. Самые оптимистичные товарищи уже пробрили и установили пару новых симпатичных дебаркадеров, а точнее "причалов с вертолетными площадками" на Москва-реке. Но они пока ждут своего часа, пока приземлений и взлетов зафиксировать не удалось.

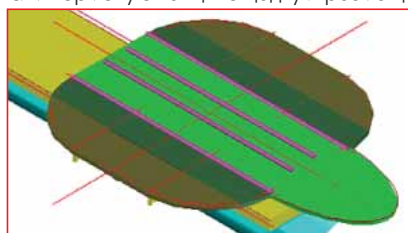
Если все-же представить, что разрешение будет дано, то места для приема вертолетов станут серьезным дефицитом и их ограниченное количество будет ограничивать трафик полетов.

В качестве дополнительного девайса, мы с друзьями и придумали проект МРВН. Это Маленький Речной ВертолетоНосец! В отличие от дебаркадеров, прикованных к берегу в определенных местах, самоходное судно может свободно дефилировать даже вдоль Кремлевской набережной.

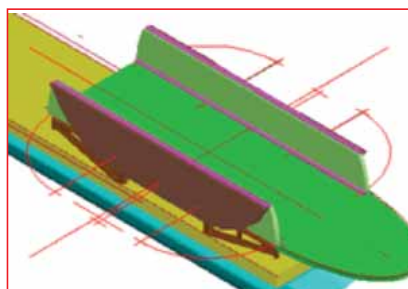
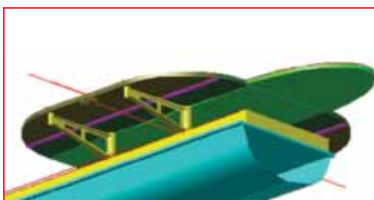


Проект МРВН

В качестве базового судна мы взяли теплоход класса "Озеро-Море" или как его ласково называют речники - "Омик". На нём снимаем кормовую танцплощадку и размещаем там на уровне 2-й палубы нашу вертолетную площадку со всем необходимым оборудованием. Чтобы обеспечить прием приличных двухмоторных вертолетов (одномоторным вряд ли дадут небо над Москвой) нужна площадка размером до 15 м в диаметре. Поскольку ОМ имеет ширину 7 м (8м по привальному брусу) и не сможет свободно ходить с таким превышением габаритов, площадку следует сделать "раскладушкой"? Тогда на



якорной стоянке или у стенки мы раскладываем площадку, принимаем вертолет, выгружаем и/или загружаем пассажиров, выпускаем вертолет и складываем площадку. Есть и другой вариант: мы закрепляем вертолет на палубе, под-



якорной стоянке или у стенки мы раскладываем площадку, принимаем вертолет, выгружаем и/или загружаем пассажиров, выпускаем вертолет и складываем площадку. Есть и другой вариант: мы закрепляем вертолет на палубе, под-

Размеры, м	15,0x15,0
Габариты в сложенном положении, м	15,0x7,0
Высота над уровнем воды, м	3,4
Высота над палубой в сложенном положении, м	2,0
Обслуживающий персонал, чел	2...3
Масса принимаемого вертолета максимальная, кг	4000,0

нимаем боковые "лопухи" и так идем в другую точку, не выходя за конструктивные габариты судна (и свободно проходим под мостами)!

**Вертолётная площадка**

**Из ТЭП:** "Судно класса ОМ, предназначенное для плавания в основном во внутренних акваториях, может оборудоваться вертолетной площадкой, с возможностью приема, стоянки, обслуживания и транспортировки легких и средних вертолетов. Для неувеличения габаритов по ширине, края вертолетной площадки стоит выполнить складывающимися (на гидроприводах, например) - тогда при движении они не выйдут за границы привального бруса. Транспортировать вертолет, закреплённый на площадку, стоит со сложенными консолями.

**Дополнительное оборудование:** Пожарная сигнализация, противопожарное оборудование, сигнальное оборудование, комплекс для заправки вертолетов (бензин avgas 100LL, авиационное топливо ТС1 с баками по 1000 л), внешнее эл. питание - 27 В, автономный генератор, система радиосвязи."

Интересно, что даже сегодня мы можем осуществить следующий трафик для желающих быстро попасть с дачи в самый центр города! Мы просто примем вертолет за пределами МКАД, затем входим в городскую зону и доставляем пассажиров "до метро", автостоянки или в самый центр - на любой из причалов. Причем можно это сделать как на самом "Омике", так и на скоростном катере (для особо топорливых). Конечно и за пределами МКАД такой вертолетоносец может быть очень интересным транспортным комплексом - "авиационно-водным". Но! Лето у нас короткое, и навигация открыта только 5 месяцев в году. А как быть зимой? Давайте поставим наш "Омик" с "раскладушкой" где-нибудь за МКАД, будем принимать вертолеты с зимней стоянки, и дальше доставлять пассажиров по льду, снегу и даже по льдинам на аэроглицсере!



Аэроглицсеры зимой

Да и летом такой аэроглицсер тоже может служить скоростным разъездным челноком. Тогда наша транспортная система будет всепогодной.

**Не взлетим - так поплаваем!**



alexgomborg@mail.ru



# ТУРБУЛЕНТНОСТЬ.

## ТУРБУЛЕНТНОСТЬ НА ШЕРОХОВАТЫХ СТЕНКАХ И НОВЫЕ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ УРАВНЕНИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

*Представлены результаты обработки шероховатых стенок РДТТ после испытаний. Уточнены законы трения в части влияния параметров шероховатостей на пограничный слой.*

*The results of processing of rough walls of solid rocket engine after fire test are presented. The laws of friction are clarified in part of influence of parameters of rough on boundary layer.*

Ключевые слова: шероховатость.

Keywords: rough.

Говоря о турбулентности вблизи стенок, нельзя не исследовать влияния их шероховатости. Ведь понятно, что гладкая стенка, а точнее гидравлически гладкая, принципиально отличается от стенок шероховатых. Но тут встает вопрос, о какой шероховатости идет речь. Если трутся два твердых тела друг о друга, то это - один крайний случай, и здесь необходимо рассматривать так называемые геометрические неровности с двух сторон. От их структуры и размеров будет зависеть сила трения. Но при обтекании стенок потоком, то есть в ситуации, когда одна из стенок либо "жидкая", либо "газообразная", разговор может идти только об одной стороне, которая имеет фиксированную геометрию. А что будет с "жидкой" составляющей? Она также будет влиять на силу трения. Просто в этом случае важным свойством будет выступать вязкость рабочего тела. Кроме того, не только неровности твердой стенки будут определять трение, но и поверхностные свойства материалов стенок. Так, например, от материала будет зависеть поверхностное натяжение, химическое взаимодействие, проскальзывание потока в случае несовместимости пар материалов и др. Поэтому на практике все эти особенности стараются изучать одновременно. В противном случае встает вопрос, как их потом объединять. Но! Один из параметров, так называемую геометрическую шероховатость, практически всегда изучают отдельно. Делают это для того, чтобы несколько "поправить" законы трения и свести их к законам, полученным для так называемой песочной шероховатости. Действительно, это логичный шаг, поскольку огромное многообразие шероховатых стенок требует своего индивидуального изучения, а нахождение эквивалентных упрощает задачу. Правда не всегда удается это сделать. В частности, если поверхности, образуемые структурными особенностями стенок, сильно неоднородны, либо эти поверхности не являются хотя бы приближенно циклическими. Другими словами, все сводится к эквивалентной песочной шероховатости, при которой размер зерен песка дает такой же коэффициент трения, что и фактическая шероховатость. Как уже говорилось, встречается большое многообразие геометрических форм шероховатостей и, следовательно, чрезвычайно большое число параметров, определяющих эти шероховатости. В связи с этим давно выявилась необходимость создать для оценки любой шероховатости переходную шкалу, используя для этой цели эквивалентную песочную шероховатость. Подобные шкалы можно найти в монографии Г. Шлихтинга [1], но количество этих шкал ограничено. И они в основном предназначены для пересчета правильных геометрических фигур.

В РДТТ поверхность стенки представляет собой далеко "неправильные" элементы геометрических фигур. Это обусловлено, в первую очередь, технологией изготовления углеродных деталей, например, тонкостенных углеродных оболочек, во-вторых, кардинальным изменением этих оболочек в процессе работы двигателя. Говоря об оболочках, имеются в виду их обтекаемые поверхности. Причина исследования поверхностей, омываемых потоком

сверхзвуковых сопел, остается прежней - необходимо корректно исследовать реальные условия вблизи стенки, влияющие на изменение ведущих параметров, например, на уменьшение удельного импульса тяги, и, конечно же, на тепловое состояние сопла.

### Исследования уровней реальной шероховатости стенок конструкции РДТТ

Разговор пойдет об РДТТ, так как омываемые продуктами сгорания поверхности стенок элементов жидкостных ракетных двигателей, практически не меняют своей геометрической формы, поскольку практически не подвержены уносу.



Татьяна Александровна Яковлева

При этом первоначальная, исходная поверхность металлических деталей, в основном сопел, имеет высокую степень гладкости. В РДТТ шероховатость стенок, как уже было сказано, характеристика весьма переменная, и зависит от особенности разгара материала в течение всего времени работы. В принципе может оказаться, что процесс формирования шерохова-

тости на поверхности разгорающегося сопла будет автоматическим. Проблема определения реальной шероховатости, на неисключенный взгляд кажущаяся простой, является весьма трудной и трудоемкой. Замечательный классик, исследователь проблем пограничного слоя Герман Шлихтинг в своей великолепной монографии отметил, что "проблема шероховатости почти недоступна для теоретического исследования". И хотя этой проблемой применительно к различным аппаратам занималось большое количество известных ученых, к сожалению, следует констатировать тот факт, что в общем виде она до сих пор так и не решена. Проблемой шероховатости стенок сопел ракетных двигателей весьма предметно и тщательно занималась замечательная русская женщина-ученый Татьяна Александровна Яковлева. Она - известный специалист в области пристенных течений в РДТТ, кандидат технических наук. Ею впервые была создана программа по определению параметров пограничного слоя на стенках РДТТ [2], которая в последующем была использована многими авторами для создания электронно-вычислительных продуктов. Ею также были получены уникальные экспериментальные результаты по структуре поверхностного слоя стенок двигателя после испытаний. Проведенные измерения уровней шероховатости ряда углеграфитометаллопластиковых композиционных материалов современных и перспективных



разработок легли в основу двух руководств для конструкторов и монографии по РДТТ [3]. На рис. 1 представлено несколько фотографий, где изображены поверхности материалов на основе углерода до и после испытаний, полученные Т.А. Яковлевой.

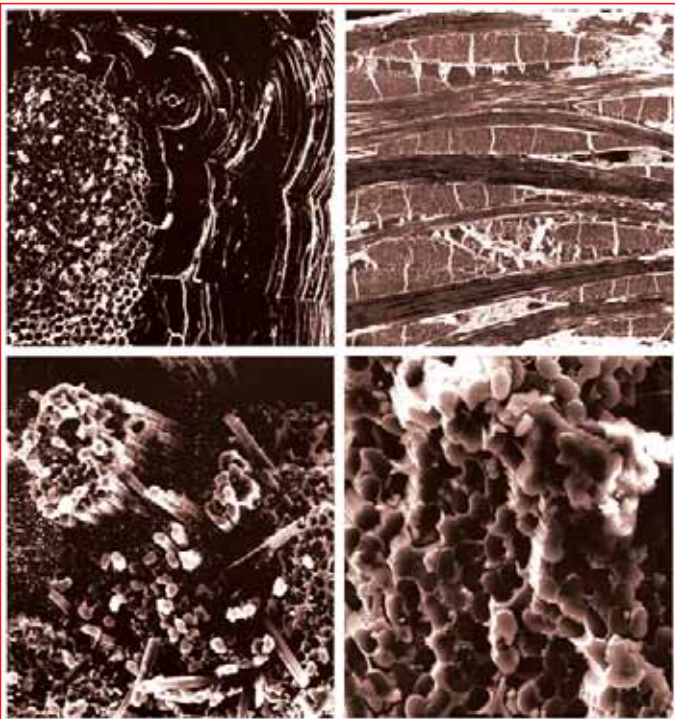


Рис. 1

Известно, что материалы на основе углеродных композиций, которые используют для изготовления деталей и узлов РДТТ, представляют собой либо плетеную, либо вязаную конструкцию из жгутов, лент или ткани. Поэтому в основе заготовок лежит так называемый филомент (рис. 2). Из филомента изготавливается далее жгут (рис. 3), потом лента или ткань. После значительного числа трудоемких технологических операций в специальных печах изготавливается деталь. Учитывая, что первоначальным сырьем является жгут, можно сказать, что деталь имеет специфические особенности поверхности, повторяющие взаиморасположение жгутов. Эти особенности на поверхности, безусловно, влияют на ее шероховатость, то есть на тот главный геометрический параметр, который при контакте с движущейся жидкой или газообразной средой, может сильно поменять ее направление, а главное сфор-

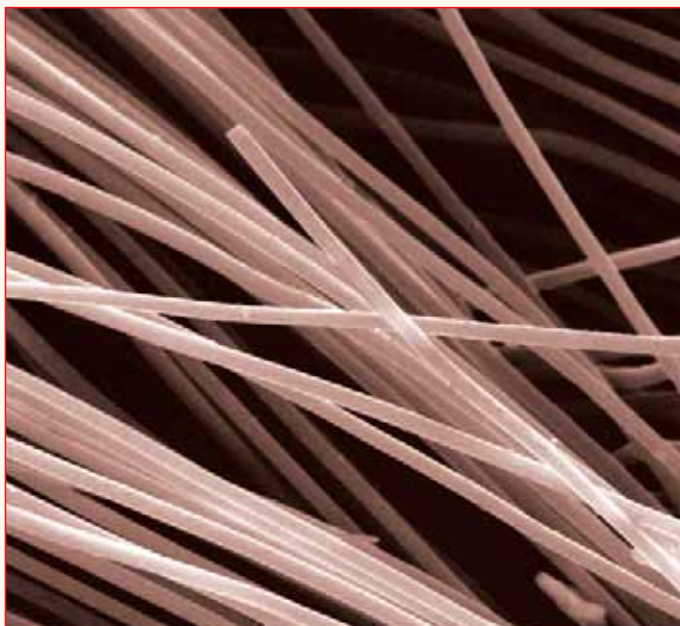


Рис. 2



Рис. 3

мировать, подчас, непредсказуемую структуру турбулентного потока. Что же делать в этой ситуации? Остается одно, как бы этого не хотелось, применять методы статистического анализа. В связи с этим в целях набора статистических данных по уровню шероховатости, Татьяной Александровной были проведены многочисленные измерения вырезок из деталей отработавших РДТТ, прошедших ОСИ. Было обмерено под микроскопом более ста различных образцов из различных материалов, и проведена их систематизация. Первоначально обработка полученных данных проводилась согласно ГОСТ 2789-83 и рекомендациям ИСО Р468 "шероховатость поверхности", а затем эти результаты исследовались в целях уточнения законов трения и теплообмена. Изучение Татьяной Александровной поверхностей стенок деталей показало, что высота бугорков на них практически не зависит от места расположения материалов в сопле (то есть от уровней тепловых потоков и эрозивных воздействий) и определяется в основном структурой армирующего каркаса композиционного материала. Для углерод-углеродных материалов значения высоты бугорков лежат в диапазоне 50...200 мкм, для углепластиков (точнее для формирующихся коксовых слоев этих материалов) - в диапазоне 50...150 мкм в случае преимущественного горизонтального армирования материала тканью, 100...300 мкм при смешанном армировании, 30...60 мкм при использовании неориентированных рубленых волокон в качестве армирования. На рис. 4 приведена иллюстрация несколько упрощенной картины среза шероховатой кромки образца после испытаний, рассматриваемой под микроскопом.

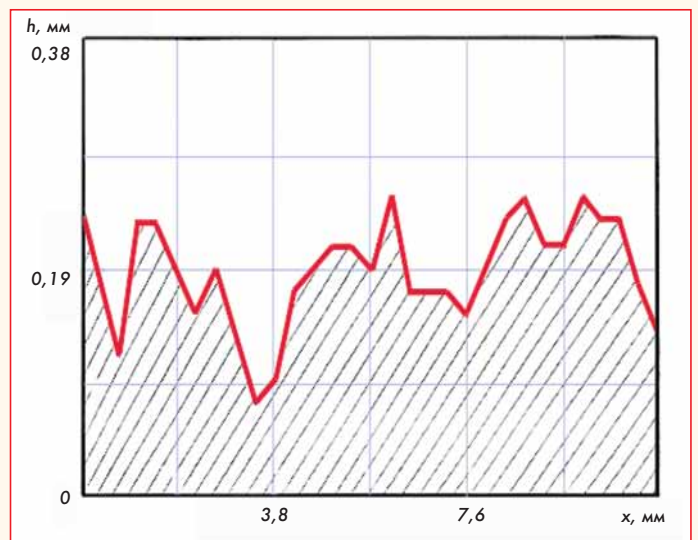


Рис. 4

Количественные значения, полученные после статистической обработки, были представлены в виде безразмерной зависимости [3]:

$$f_R = 0,74\eta_S^{0,222},$$

где  $f_R$  - безразмерный коэффициент трения;  
 $\eta_S$  - относительная величина шероховатости.

На графике (рис. 5) эта экспериментальная зависимость, по существу, является аналогией закону трения, и используется в настоящее время при расчетах величин сил трения в приближении традиционной концепции пограничного слоя.

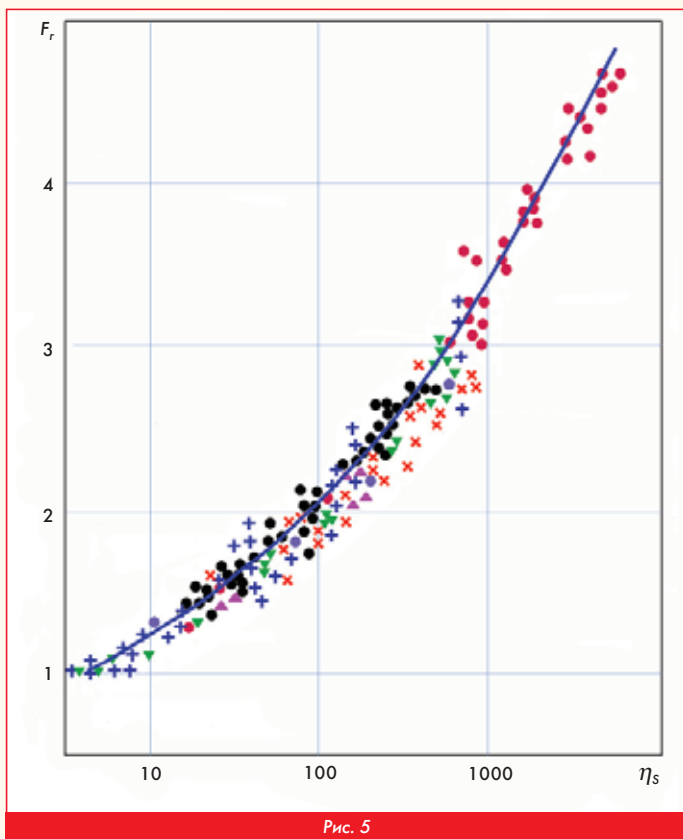


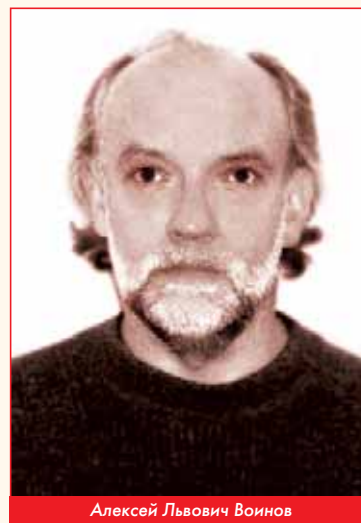
Рис. 5

### Традиционный подход к расчету трения в приближении пограничного слоя

Для расчета сил трения и в последующем определения потерь удельного импульса тяги из-за трения о стенку традиционно используется приближение пограничного слоя. Необходимость такого приближения была вызвана тем, что полное векторное уравнение Навье-Стокса в настоящее время рассчитывать не умеют. Взамен этому уравнению рассчитывают ошибочные уравнения Рейнольдса, при этом им нарекают безграмотно то же самое имя. Да и последними уравнениями пользуются нечасто, все больше для украшения диссертаций или представительских конференций. Чаше пользуются уравнениями Эйлера, которые, как известно, не учитывают вязкость и сжимаемость текущей среды. Но эти уравнения (Эйлера), к сожалению, не годятся для расчета пристенных течений. Их дополняют уравнениями пограничного слоя. Поток выстраивают двухслойным: вязкий - невязкий и по своим изобретенным правилам определяют необходимые параметры. Так, например, чтобы определить скорость на расстоянии толщины пограничного слоя, рассчитывают поток по уравнениям Эйлера вплоть до стенки, а далее, принимая к действию тот факт, что пограничный слой очень тонкий по сравнению с ядром потока, считают скорость на границе вязкого потока равной скорости невязкого потока на стенке. Как показывают расчеты, эта скорость практически всегда существенно больше скорости звука ( $M_w \sim 1,5...1,6$ ). После чего произвольно выбирают форму профиля пограничного слоя. Как правило, это либо логарифмический профиль, либо профиль (1/7)-й. Укажем, что ни один из этих профилей не удовлетворяет условиям ламинарного

подслоя, в котором реализуется сдвиговое течение согласно Ньютону. Но! Вновь утверждается, что если мы оперируем с толщиной потери импульса, то на интеграл форма профиля повлияет мало. Далее решается интегральное уравнение для толщины потери импульса и (как правило, в плоской постановке, потому что считается, что течение у стенки близко к плоскому) определяется собственно толщина потери импульса. Эта величина, равно как и скорость на границе пограничного слоя и сама величина пограничного слоя далее определяется по закону (1/7)-й. Теперь вроде бы все известно. Течение вблизи стенки искусственно сконструировано и можно переходить к законам трения. Причем этот закон строится по толщине потери импульса, хотя все остальные параметры берутся на границе пограничного слоя. Если стенка шероховатая, а не гладкая, то в "закон" вводят поправки, учитывающие высоту бугорков и другие параметры. При расчете таким способом величины силы трения следует строго руководствоваться теоремой № 5 [4] о том, что течение в сверхзвуковом потоке, в том числе и пограничном слое сверхзвукового сопла - ламинарное, и законы трения должны этому соответствовать. Шероховатость в данном случае выступает как величина универсальная, и она не привязана конкретно к ламинарному, либо турбулентному закону трения. Часто законы трения в зависимости от шероховатости замешивают с зависимостями от вдува со стороны стенок. Но это некорректно. Это - специальная задача, и ее необходимо отделять.

Талантливый математик и исследователь пристенных потоков Алексей Львович Воинов эту задачу решил независимо от шероховатости [5], и показал прямое влияние параметров вдува на упомянутые закономерности. Конечно же, эту задачу решал не он один.



Алексей Львович Воинов

Многие ученые посвятили свое творчество этому и получили немало хороших результатов, но его оригинальность, кроме прочих интеллектуальных достижений, заключалась в том, что он впервые привязал, казалось бы, независимое частное решение, связанное с оттоком газа от стенки, к комплексным вопросам двигательной установки, а именно, он показал влияние компоновок (открытая и закрытая схемы ЖРД) на деформацию профиля скорости и внутреннюю энергетику пограничного слоя. Он показал, что процесс перемешивания низконапорного и низконапорного газа с продуктами сгорания в сверхзвуковой части сопла с учетом их различия в химическом составе может увеличить тяговые характеристики сопла по сравнению с соплом, где течение происходит без перемешивания и с постоянной энтропией вдоль каждой линии тока.

### Пограничный слой в непрерывном газовом поле

Что означает в данном случае непрерывное газовое поле? Имеется в виду то, что оно расчетным путем получается не кусочным с применением сшивки плоского пограничного слоя с ядром, а прямым расчетом фундаментальных уравнений. В работе [6] было показано, что вдоль внутренней стенки камеры сгорания, дозвукового сопла и во всем объеме сверхзвукового сопла течение ламинарное, и описывается векторным уравнением:

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

Самый высокоградиентный слой потока в двигателе - это пристенная область, область пограничного слоя. Этот слой очень тонкий в камере, и может достигать весьма видимых размеров в

сопле. Если этот слой попытаться определить по написанному уравнению, то всего вероятней, точно это сделать вряд ли удастся. Причина заключается в том, что расчетные сетки, используемые для такого рода расчетов, будут очень сложные, а точность может оказаться низкой. Поэтому очевидным является желание переписать это уравнение в системе координат, связанных с поверхностью обтекаемой стенки. Первоначальную прямоугольную декартову систему координат  $(x, y)$  переведем с помощью коэффициентов Ламе в систему, где абсциссой будет линия, проходящая вдоль контура  $S$ , а ординатой - нормаль к этой линии  $\eta$ . Получим новую систему  $(S, \eta)$ . Расчеты показывают, что оба из коэффициентов будут одинаковыми и равными:

$$H_S = H_\eta = \sqrt{\frac{2}{1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2}}.$$

Тогда, переводя исходное векторное уравнение в скалярную форму, получим два новых уравнения:

$$\begin{cases} \rho \frac{\partial V_S}{\partial \tau} + \rho V_S \frac{\partial V_S}{\partial S} \sqrt{\frac{1}{2} \left[1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2\right]} + \frac{\partial \left(\rho + \frac{4}{3} v \frac{dp}{d\tau}\right)}{\partial S} \sqrt{\frac{1}{2} \left[1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2\right]} = 0; \\ \rho \frac{\partial V_\eta}{\partial \eta} + \rho V_\eta \frac{\partial V_\eta}{\partial \eta} \sqrt{\frac{1}{2} \left[1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2\right]} + \frac{\partial \left(\rho + \frac{4}{3} v \frac{dp}{d\tau}\right)}{\partial \eta} \sqrt{\frac{1}{2} \left[1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2\right]} = 0. \end{cases}$$

Для стационарного случая они примут вид:

$$\begin{cases} V_S \frac{\partial V_S}{\partial S} + \frac{\partial \left(\rho + \frac{4}{3} v \frac{dp}{d\tau}\right)}{\rho \partial S} = 0; \\ V_\eta \frac{\partial V_\eta}{\partial \eta} + \frac{\partial \left(\rho + \frac{4}{3} v \frac{dp}{d\tau}\right)}{\rho \partial \eta} = 0. \end{cases}$$

Теперь эти уравнения дают нам возможность "крупным планом" представить себе искомую пограничную область. Безусловно следует отметить, что эти уравнения справедливы только для ламинарной области, и не могут описывать возможные турбулентные течения в ядре потока по камере сгорания.

Если из первого члена системы вычлесть второй, то получится зависимость для градиента скорости вдоль стенки сопла, то есть с точностью до динамической вязкости мы явным образом получим

ем силу трения потока о стенку. Тогда система уравнений переписывается в виде:

$$\begin{cases} \frac{\partial V_S}{\partial \eta} = \frac{V_\eta}{V_S} \frac{\partial V_\eta}{\partial \eta}; \\ V_\eta \frac{\partial V_\eta}{\partial \eta} + \frac{\partial \left(\rho + \frac{4}{3} v \frac{dp}{d\tau}\right)}{\rho \partial \eta} = 0. \end{cases}$$

Это и есть система уравнений для расчета пограничного слоя и даже определения силы трения:

$$\tau_w = \mu \frac{\partial V_S}{\partial \eta}.$$

Одним из граничных условий при решении данной системы должно быть условие прилипания. В зависимости от задачи другие граничные условия могут видоизменяться.

Следует отметить, что записанные выше уравнения позволяют рассчитать весь двигатель насквозь, так как они справедливы для ламинарного пограничного слоя. Турбулентные течения в данном случае рассчитывать уже не требуется, так как выросший в камере турбулентный пограничный слой не определяет процессов трения и теплообмена. Турбулентность следует учитывать только в том случае, когда шероховатость существенно превышает толщину ламинарного слоя. Это совсем другая задача, и решать ее уже следует как задачу обтекания потоком крупногабаритных препятствий. **□**

#### Литература

1. Г. Шлихтинг. Теория пограничного слоя. М. Наука. 1974 г.
2. Т.А. Яковлева, В.И. Загоскин. Расчет параметров турбулентного пограничного слоя и потерь на трение в соплах с учетом шероховатости поверхности и вдува. М. ОФАП, 1980 г.
3. Т.А. Яковлева, А.М. Губертов, В.В. Миронов и др. Газодинамические и физические процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М. Машиностроение. 2004 г.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Вектор Навье-Стокса // Двигатель № 6, 2014 г.
5. А.Л. Воинов. Газодинамика и энергетика потоков в соплах ЖРД с завесой. М. Центр Келдыша. 2006 г.
6. Ю.М. Кочетков. Турбулентность сверхзвуковых течений. Памяти Гилевича // Двигатель № 2, 2013 г.

Связь с автором: swgeorgiy@gmail.com

#### ИНФОРМАЦИЯ

Проект "Двигатель ПД-14 для самолета МС-21" прошел "пятые ворота". Комиссия, сформированная АО "ОДК" для приемки выполненных по проекту работ, пришла к выводу, что основные задачи отчетного этапа решены, прохождение 5-го контрольного рубежа (КР5) зачтено. В состав комиссии вошли ведущие специалисты ПАО "ОАК", ОАО "Корпорация "Иркут", ФГУП "ЦИАМ им. П. И. Баранова", ФГУП "ВИАМ", ОАО "НИИТ", ОАО "Авиадвигатель", ОАО "ПМЗ", ОАО "УМПО", ОАО "НПО "Сатурн", ОАО "ВАСО", ООО "Сименс Индастри Софтвар" и ЗАО "Ланит". Главной задачей комиссии была экспертиза материалов проекта "Двигатель ПД-14 для самолета МС-21" на предмет решения основных задач этапа.

Прохождение пятых "ворот" означает, что конструкция и параметры двигателя ПД-14 определены, конфигурация ПД-14 как перспективного продукта утверждена.

Далее обеспечивается сертификация двигателя.

Для успешного прохождения очередного контрольного рубежа специалистами "Авиадвигателя" и предприятий кооперации сделано:

- разработана рабочая конструкторская документация на двигатель и мотогондолоу для двигательной установки;

- проведены испытания двигателей ПД-14 опытной партии и получены требуемые характеристики;

- освоены ключевые технологии и сформирована кооперация предприятий, обеспечивающих серийное изготовление двигателя;

- начаты сертификационные работы, пройдены этапы макетной комиссии по двигателю и по самолету МС-21 с двигателем ПД-14.

Изучив материалы, комиссия приняла решение:

- считать достаточными объем и содержание материалов, представленных по Проекту для прохождения КР5 "Конфигурация утверждена (выпуск РКД закончен)";
- считать достигнутыми критерии КР5, установленные приказом АО "ОДК";

- констатировать прохождение КР5 и считать необходимым продолжить реализацию Проекта.

Одна из ближайших задач, стоящих перед специалистами "Авиадвигателя" в 2015 году, - проведение летных испытаний двигателя ПД-14 на летающей лаборатории в ЛИИ им. М.М. Громова.

В 2016 году запланирована поставка двигателей ПД-14 для проведения летных испытаний самолета МС-21. Получение разрешительных документов на первый вылет будет главным условием успешного прохождения шестого контрольного рубежа "Поставка двигательной установки на летные испытания самолета №1". **□**



# ТАНКИ ОТ И ДО

**Олег Никитич Брилёв,**

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

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



Поиск путей перехода к противоснарядному бронированию ознаменовался проработкой опытных образцов Т-46 и Т-111 в Ленинграде и А-20, А-32 в Харькове.



Т-46. Модернизация серийного Т-26 приводила к росту массы и, соответственно, потере ходовых качеств. Военные поставили задачу создания скоростной и вместе с тем хорошо вооружённой машины. И тогда на заводе имени Кирова в 1935 году изготовили легкий колесно-гусеничный танк Т-46.

Предполагалось, что на него будет установлен дизель ДТ-4 мощностью 180...210 л.с., но его создание затянулось, и на танк установили бензиновый двигатель МТ-4, имевший такие же габариты и точки крепления.

Ходовая часть Т-46 существенно отличалась от Т-26: тележки заменили двумя сдвоенными опорными катками с резиновыми бандажами. Ведущее колесо вынесли вперёд. Сверху гусеницу поддерживало два специальных ролика.

На колёсном ходу две задние пары колёс были ведущими. Для поворота танка использовался дифференциал, через который крутящий момент передавался на переднюю пару колёс. При таком способе движения танк управлялся через рулевую колонку. На гусеничном ходу - соответствующими рычагами управления. На колесах танк развивал 73 км/ч, на гусеницах - 51 км/ч. Экипаж состоял из трех человек.

В башню Т-46 можно было устанавливать пушку 20К (45 мм) или ПС-3 (76,2 мм). Один пулемет ДТ-29 (7,62мм) был спарен с пушкой, а второй располагался в шаровой установке кормовой ниши башни. В качестве дополнительного вооружения предполагалось установить огнемёт КС-45, от которого в дальнейшем отказались.

Первый опытный экземпляр изготовили в 1935 году. Танк оказался перетяжелён (17,2 т), из-за чего редукторы и КПП работали на пределе своей прочности. Несмотря на этот недостаток, было принято решение о продолжении работ по Т-46.

В ходе этих работ вновь была предпринята попытка установить дизельный двигатель, на этот раз ДМТ-5, который тоже сделать не успели. Установили бензиновый с воздушным охлаждением МТ-5-1.

Танк получил радиостанцию 71-ТК-1, установленную в башенной нише и имевшую поручневую антенну.

Новый танк успешно прошёл всю программу испытаний. Машина получилась достаточно маневренной и легко управляемой. Ещё до окончания всех испытаний танк рекомендовали принять на вооружение, но после изготовления четырёх танков все работы свернули из-за высокой стоимости производства



Т-46 с огнемётом КС-45



Т-111

Немецкая 37-мм противотанковая пушка Pak 35/36 могла поразить любой легкий танк БТ и Т-26, броня которых была толщиной 13...20 мм, т.е. всего лишь противоположной. Улучшение бронирования приводило к росту массы и снижению ходовых качеств. Тем не менее, одним из первых проектов танка с противоснарядным бронированием был танк Т-111, на котором

предполагалась установка под большим углом наклона 50-мм броневых плит. Первый опытный экземпляр танка Т-111 был изготовлен в апреле 1938 года. Корпус танка был сварен из броневых листов толщиной 20...60 мм. Впервые

была применена электросварка. Масса танка достигла 32 тонн, что превысило расчетный и, как следствие, потребовало заменить дизель МТ-5

мощностью 300 л.с. (первоначально предполагавшийся для установки на танк) на более мощный ДМТ-8, который требовалось ещё доводить. Литая башня кругового вращения имела противоснарядное бронирование, составлявшее 60 мм. Вооружение танка Т-111, состояло из 45-мм пушки и трёх 7,62-мм танковых пулемётов ДТ-29: один устанавливался в лобовом

броневом листе (от него впоследствии отказались), второй в башне, спаренный с орудием, третий размещался в корме башни в шаровой опоре.

Шесть опорных катков, оснащенных торсионной подвеской, были сблокированы по два. Передние колёса были ведущими, а задние - направляющими. Сверху гусеницу поддерживало три ролика. Для уменьшения удельного давления на грунт ширина гусеничных траков была

увеличена до 500 мм. Экипаж состоял из трёх человек: командира, механика-водителя и заряжающего. Радиостанцию предполагалось устанавливать на каждом танке и размещалась она справа от водителя.

В ходе проведения войсковых испытаний Т-111 продемонстрировал хорошие боевые и ходовые качества. Броня машины выдерживала прямое попадание 37-мм и 45-мм бронебойных снарядов, проходимость и маневренность танка

были такими же, как и у Т-46. Однако установленная на танке 45-мм танковая пушка 20К образца 1932/38 года могла успешно бороться с большинством легких танков, но не могла эффективно поражать средние

танки противника. Установка более мощной пушки ПС-3 или Л-10 требовала и более вместительной башни, что привело бы к ещё большему увеличению

массы. Кроме того, двигатель ДМТ-8 так и не был доведен. По этим причинам танк Т-111 был признан неперспективным и было решено отказаться даже от первоначально заказанной партии для проведения войсковых испытаний



Т-111



А-20

15 августа 1937 года на заседании Комитета обороны СССР было принято постановление № 94 "О новых типах танков для вооружения танковых войск РККА". В нём, в частности, говорилось: "Для оснащения мехсоединений и мехполков конницы необходимо иметь танк типа БТ (Кристи) массой 13...14 т.

Танк должен иметь дизельный двигатель конструкции ХПЗ мощностью 400 л.с. Броня корпуса танка толщиной 25 мм с наклонными листами подбашенной коробки, коническая башня 20 мм. Вооружение - одна 45-мм стабилизированная или одна 76-мм пушка и два пулемёта ДТ. Экипаж - три человека. Запас хода на гусеницах - 300 км. В перспективе предусмотреть переход на БТ с шестью ведущими колёсами (1939 г.)..."

13 октября 1937 года АБТУ выдало харьковскому заводу ТТ на проектирование колёсно-гусеничного танка БТ-20. От БТ-7М танк БТ-20 (А-20) отличался новой формой корпуса с наклонным расположением броневых листов, а также вновь сконструированным приводом к ведущим каткам (колёсам) для движения на колёсном ходу. При движении на колёсах три катка из четырёх на борту являлись ведущими.

В предвоенные годы непрерывно продолжались споры по выбору типа ходовой части танка. Многие, как военные, так и гражданские инженеры выступали за сохранение колёсно-гусеничных движителей, как у танков серии БТ. Но были и те, кто утверждал, что гусеничный движитель обеспечивает более высокую проходимость танка и большую грузоподъемность. А это как раз то, что нужно: при одинаковых габаритах и мощности двигателя можно увеличить мощность вооружения танка и обеспечить защищенность машины от средств поражения противника путём увеличения толщины брони.

Для принятия окончательного решения, какому типу танка отдать предпочтение, в марте 1938 года на имя Председателя СНК СССР В. М. Молотова поступила докладная записка от наркома обороны СССР К. Е. Ворошилова с предложением о пересмотре постановления НКО № 94, в которой, в частности, говорилось: "Танк, предназначенный для действий совместно с пехотой (конницей) и в составе самостоятельных танковых соединений, должен быть один. Для этой цели необходимо разработать два типа танков: один чисто гусеничный и другой - колёсно-гусеничный.

Всесторонне испытать их в течение 1939 г. и после этого принять на вооружение взамен БТ и Т-26 тот, который будет отвечать всем требованиям". К записке прилагался и проект решения, в котором в разделе "Разработка новых конструкций танков" предусматривалось: "Создать два опытных образца лёгких танков: один - чисто гусеничный, вооружённый 45-мм танковой пушкой и спаренным пулемётом с бронёй, защищающей от 12,7-мм пуль со всех дистанций, максимальной скоростью 50...60 км/ч и весом не более 13 т. Второй - колёсно-гусеничный с шестью ведущими колёсами с тем же вооружением и бронёй, скоростью на гусеницах и колёсах 50...60 км/ч и весом не более 15 т. Мотор - дизель".

В августе 1938 года Комитет обороны СССР принял постановление "О системе танкового вооружения". В этом документе содержалось требование: меньше чем за год, к июлю 1939 года, разработать новые образцы танков, у которых вооружение, броня и подвижность полностью отвечали бы условиям будущей войны. В начале сентября 1938 года проект и макет танка БТ-20 были рассмотрены комиссией АБТУ РККА которая утвердила проект, но при этом обзала КБ и завод № 183 разработать и изготовить один колёсно-гусеничный танк с 45-мм пушкой и два гусеничных танка с 76-мм пушками.

В октябре 1938 года завод представил чертежи и макеты двух разработанных согласно решению комиссии АБТУ вариантов: колёсно-гусеничного А-20 и гусеничного А-20Г, которые были рассмотрены Главным военным советом РККА 9 и 10 декабря 1938 года. Рассмотрение их Комитетом обороны СССР состоялось 27 февраля 1939 года. Оба проекта были утверждены - заводу предложили изготовить и испытать опытные образцы танков А-20 и А-32 (А-20Г).

В мае 1939 года опытные образцы новых танков изготовили в металле. До июля обе машины проходили в Харькове заводские испытания, а с 17 июля по 23 августа - полигонные. В заключении акта по испытаниям отмечалось, что оба танка успешно выдержали испытания, после чего вопрос о типе ходовой части вновь остался открытым



Опытный образец колёсно-гусеничного танка А-20 во время испытаний на полигоне в Кубинке, 1939 г.



Первый образец опытного среднего танка А-32 во время полигонных испытаний летом 1939 года.

По результатам испытаний А-32, было принято постановление Комитета Обороны при СНК Союза ССР № 443, которое предписывало принять на вооружение танк Т-32, предварительно устранив выявленные недостатки, а так же усилить толщину основных бронелистов до 45 мм и установив пушку Ф-32 с четырьмя пулеметами ДТ (спаренный с пушкой, курсовой, зенитный и в укладке). В доработанном виде танк обозначался как Т-34, а его серийный выпуск должен был состояться на заводе №183 в Харькове.

Для опытного образца А-34 спроектировали улучшенный бронекорпус, сделав его на 300 мм длиннее и 450 мм шире. Башня опытного танка А-34 мало отличалась от прототипа А-32. Увеличение толщины лобовых листов корпуса и башни до 45 мм закономерно привело к росту массы танка. Если масса опытного образца А-32 с полным вооружением была 19,2 тонны, то у опытного образца А-34 без вооружения она превысила 25 тонн. Шасси осталось прежним, только ширина трактов была увеличена до 550 мм. В январе 1940 года А-34 №1 был передан на заводские испытания, а через месяц на войсковые, на которые вскоре поступил и А-34 № 2.

Совершая пробные пробеги в окрестностях Харькова, танк №1 достиг максимальной скорости 54 км\ч при движении по шоссе на дороге. В конце февраля 1940 года был получен приказ доставить танки в Москву для показа высшему руководству страны. Для продолжения ходовых испытаний А-34 было принято решение вести танки в Москву своим ходом.

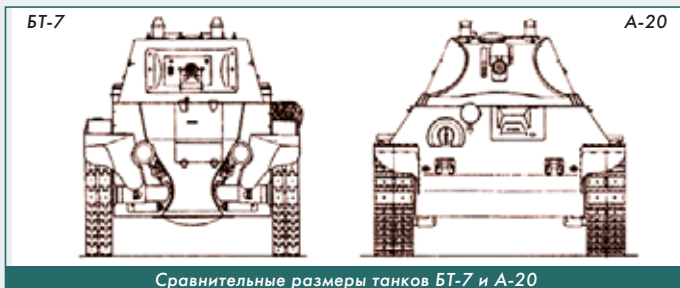
12 марта танки добрались до столицы, а в ночь на 17-е марта танки перегнали на Ивановскую площадь в Кремле.

Два танка, ведомые испытателями Н. Носиком и В. Дюкановым, разъехались по Ивановской площади Кремля - один к Троицким, другой к Боровицким воротам. Не доезжая ворот, они эффектно развернулись и понеслись навстречу друг другу, высокая искра из брусчатки, остановились, развернулись, сделали несколько кругов на высокой скорости, затормозили на прежнем месте. И.В. Сталину понравилась изящная быстрая машина.

После показа оба танка подвергли испытаниям на полигоне в Кубинке, контрольному обстрелу из орудий разного калибра. При обстреле бронейными снарядами из 45-мм противотанковой пушки с дистанции 100 метров в лобовую проекцию башни разрушились стёкла и зеркала смотровых приборов, оторвался налобник прицела, а также нарушились сварные швы по контурам бронировок смотровых приборов и у днища ниши башни. Сквозного пробития 45-мм брони не было, благодаря чему манекен в танке остался цел



Опытный образец среднего танка А-34 во время испытаний на полигоне НИИТ в Кубинке. Март 1940 года



Сравнительные размеры танков БТ-7 и А-20



А-34 на испытаниях летом 1940 года

В 1933 г. на вооружение были приняты средний танк Т-28 (трехбашенный) и тяжелый Т-35 (пятибашенный).

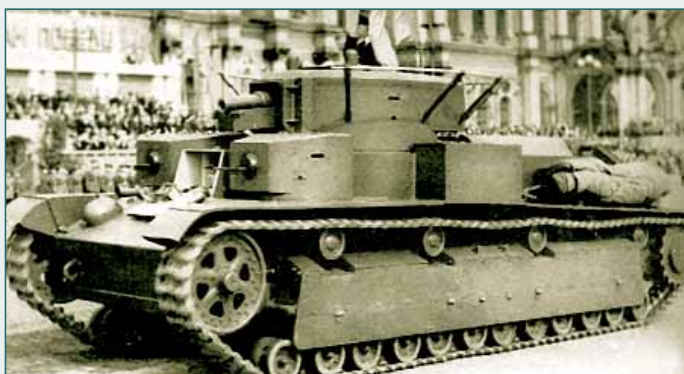
Образец Т-28 разрабатывался на Ленинградском опытном заводе (№ 174) под руководством С.А. Гинзбурга. За прототип был взят английский образец "Виккерс" (16 т). Ограниченное серийное производство Т-28 было налажено на Ленинградском Кировском заводе (бывшем Путиловском). На базе Т-28 был создан опытный образец колесно-гусеничного танка Т-29.



Т-28 образца 1938 года с пушкой Л-10



Испытания Т-28 с навесным противотанковым тралом на полигоне НИИТ



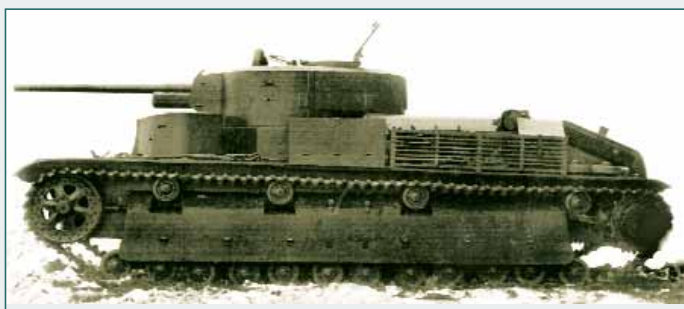
Т-28 во время парада в Ленинграде, 1936 г.

Конструирование этого танка началось в 1931 году, когда предполагалось, что такое размещение вооружения наиболее подходит для среднего танка. Опытный Т-28 с 45-мм пушкой был готов в конце года, но на серийных танках (с 1933 года) в главной башне поместили короткоствольную 76,2-мм пушку КТ-28. Башню оснастили подвесным поликом и электроприводом для поворотов, точная наводка осуществлялась вручную. Кроме пушки, в башне были еще два пулемета ДТ - один около пушки, другой в кормовой нише. Перед башней, по обе стороны "будки" механика-водителя, разместили пулеметные башенки с пулеметами ДТ с сектором обстрела по 165°.

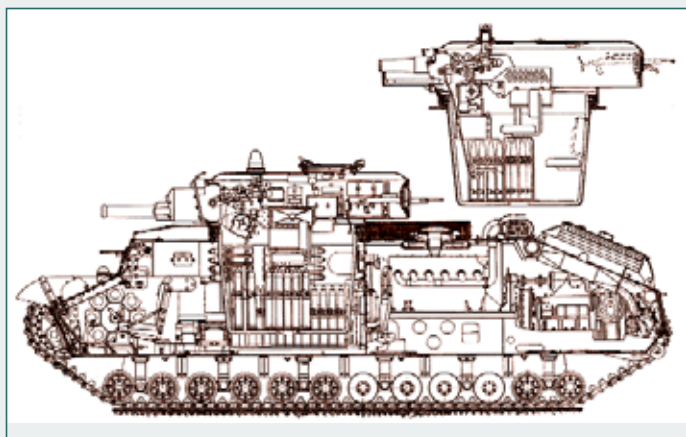
В ходовой части применили опорные катки малого диаметра, блокированные по 4, подвеску прикрывал броневой фальшборт. Танк имел механическую коробку передач и бортовые фрикционы, радиостанцию и аппаратуру для постановки дымовых завес. В 1938 году на Т-28 установили более мощную 76,2-мм пушку со стволом длиной 26 калибров, на последних экземплярах цилиндрическую башню заменили конической.

В советско-финскую войну выявилась недостаточная бронезащита, и часть танков срочно добронировали, установив дополнительные экраны. Толщина лобовой брони корпуса и башни достигла 50...80 мм, бортовой и кормовой - 40 мм, масса танка возросла до 32 т. На Т-28 испытывали навесной противотанковый трал, а в 1938 году изготовили инженерный ИТ-28 с 13-метровым мостом грузоподъемностью 50 т. Боевая масса ИТ-28 - 38 т, экипаж - 5 человек, 2 пулемета, наведение моста осуществлялось за 3 минуты.

Т-28 выпускались до 1940 года (всего более 600 единиц) и участвовали в боях начального периода Великой Отечественной войны.



Т-28 с 76,2-мм пушкой, 1939 г.



Компоновка танка Т-28 с пушками КТ-28 и Л-10



Инженерный танк-мостоукладчик ИТ-28.

Машина создавалась в период с 1936 по 1940 годы. С танка демонтировали башню и подбашенную коробку. Вместо этого установили восьмигранную рубку, на которой смонтировали двухколейный мост длиной 13,3 м и шириной 3,5 м. Грузоподъемность моста составляла 50 тонн. ИТ-28 вооружался двумя пулемётами ДТ. С началом войны работы были прекращены



Колёсно-гусеничный танк Т-29 с 76,2-мм пушкой Л-10, на гусеничном ходу. В 1934-1937 годах на заводе им. С.М. Кирова велись работы над колесно-гусеничным танком Т-29 на базе среднего танка Т-28, от которого было взято все, кроме двигателя и трансмиссии.

Машина прошла ряд модификаций. Сначала это были Т-29-4 и Т-29-5. Танк Т-29-4 имел боевую массу 16 т, экипаж - пять человек. Противопульное бронирование корпуса было выполнено из катаных броневых листов толщиной 20 мм, башни - 15 мм.

Танк Т-29-5 боевой массой 23,5 т имел более узкий и короткий броневой корпус, изготовленный из броневых листов толщиной 30 мм и башни - 20 мм. Экипаж танка состоял из шести человек.

Вооружение обеих машин было одинаковым: 76,2-мм короткоствольная пушка КТ-27 обр.1932 г. и пять 7,62-мм пулеметов ДТ. В главной башне один пулемет ДТ размещался справа от пушки, второй - в кормовой нише. Третий пулемет (зенитный) устанавливался на поворотном погоне входного люка главной башни. Два пулемета ДТ устанавливались в пулеметных башнях с углами обстрела 220...240° по горизонту.

На танки устанавливался четырехтактный двенадцатицилиндровый V-образный карбюраторный двигатель М-17Л мощностью 500 л.с.

Подвеска танков индивидуальная, пружинная. В ходовой части применялись восемь двухскатных опорных катков. Поддерживающие катки отсутствовали, а передняя и задняя пары опорных катков были управляемыми. При движении на колесном ходу все четыре пары опорных катков были ведущими. В качестве механизма поворота в этом случае применялся двойной дифференциал, который блокировался при прямолинейном движении для предотвращения увода танка. Переход с гусеничного хода на колесный занимал около 60 мин. и требовал выхода экипажа из машины.

По результатам заводских испытаний Т-29-4 и Т-29-5 Автотанковым бюро Технического отдела ЭКУ ОГПУ в 1934 г. был разработан эталонный образец танка Т-29. Проект был передан на завод Спецмаштреста им.С.М. Кирова. Опытный образец эталонного танка Т-29 был изготовлен заводом в 1935 г. Танк полностью повторял компоновочную схему Т-28.

Главная башня была выполнена по типу башни легкого танка Т-26-4 с увеличенным на 100 мм диаметром погона. Малые пулеметные башни были заимствованы у танка Т-28. Во вращающейся главной башне размещалась 76,2-мм пушка ПС-3 и три пулемета ДТ. В 1938 г. пушка ПС-3 была заменена на танковую пушку Л-10.

В кормовой части корпуса размещался карбюраторный двигатель М-17Ф мощностью 500 л.с. (368 кВт). Трансмиссия состояла из трехдискового главного фрикциона, четырехступенчатой коробки передач, двух бортовых фрикционов с плавающими ленточными тормозами и двух бортовых редукторов. В качестве механизма поворота при движении на колесном ходу использовался простой дифференциал.

Подвеска танка индивидуальная со спиральными пружинами. При движении на колесном ходу три пары задних опорных катков были ведущими, а передние - управляемыми. Максимальная скорость на гусеницах достигала 56 км/ч, на колесном - 57 км/ч. Такое сближение скоростей было сделано специально для возможного комбинированного применения движителей. В этом случае можно было двигаться, используя с одной стороны гусеничный, с другой - колесный движители. Запас хода по шоссе на гусеницах составлял 200 км, на колесах - 300 км. В ходовой части применялись восемь двухскатных опорных и шесть поддерживающих катков. Гусеницы шириной 500 мм обеспечивали танку высокую проходимость.

Для обеспечения связи на танке устанавливалась радиостанция 71-ТК-1.

В 1937 г. ЛКЗ выпустил только 2 танка Т-29, после чего производство машины вследствие его сложной и ненадежной конструкции было прекращено



Т-29-4 на колесном ходу

Образец Т-35 разрабатывался совместно Ленинградским опытным заводом им. Кирова (№ 185 - выделился в самостоятельное предприятие из завода "Большевик") и Харьковским паровозостроительным заводом (№ 183). На последнем и был налажен выпуск небольшого количества этих машин под руководством А.О. Фирсова. За прототип был взят английский образец "Индепендент". На базе Т-35 разрабатывались тяжелые самоходные артиллерийские установки открытого типа.



Т-35

Начало работ по созданию Т-35 относится к 1931 году, когда УММ РККА выдало задание конструкторскому бюро на ленинградском заводе «Большевик» «К 1 августа 1932 года разработать и построить новый 35-тонный танк прорыва типа ТГ (Танк Гроте - прим. ред.)». Сборку первого прототипа, получившего обозначение Т-35-1, закончили 20 августа 1932 г., а 1 сентября он был показан представителям УММ РККА.

На танке было установлено пять башен, равномерно распределенных по сторонам и содержащих очень мощное вооружение. В главной башне Т-35-1 был установлен первый образец только что созданной 76-мм танковой пушки повышенной мощности ПС-3 и пулемет ДТ в шаровой установке. В четырех малых башнях одинаковой конструкции располагались (по диагонали) две 37-мм пушки ПС-2 и два пулемета ДТ. Еще один пулемет ДТ установили в лобовом листе корпуса. Команда танка - 8 человек. Размеры танка позволяют ему легко преодолевать вражеские укрепления без снижения скорости хода. Ходовая часть машины состояла из шести опорных катков среднего диаметра, сгруппированных попарно в три тележки, шести поддерживающих роликов, направляющего и ведущего колес на каждом борту.

Моторно-трансмиссионную группу Т-35-1 изготовили с учетом опыта работы над танком ТГ. Она состояла из двигателя М-6, главного фрикциона, коробки передач с шестернями шевронного зацепления и бортовых фрикционов. Для управления ими использовалась пневматическая система, что делало процесс вождения машины массой 38 т чрезвычайно легким. Правда, в ходе испытаний осенью 1932 года выявился ряд существенных недостатков: постоянно отказывала система пневмоуправления, перегревался двигатель, подтекала топливная система, не работало 76-мм орудие ПС-3. Танк постоянно ремонтировался и дорабатывался.

В результате осенних испытаний 1932 года стало ясно, что для серийного производства конструкция трансмиссии и пневмоуправления является слишком сложной и дорогой. Поэтому вполне понятно, что при проектировании улучшенного варианта Т-35-2, которое началось в ноябре того же года, обращали на всемерное упрощение и удешевление образца.

На новой машине отказались от использования пневматической системы управления, полусферическую штампованную башню заменили клепаносварной цилиндрической более приспособленной к серийному производству.

Т-35-2 получил также новый двигатель - М-17, другую трансмиссию и коробку передач, в большой башне цилиндрической формы смонтировали пушку ПС-3. В остальном же Т-35-2 практически не отличался от своего предшественника, если не считать измененной конструкции фальшборта.

Сборку машины завершили в апреле 1933 года. 1 мая 1933 г. обе машины участвовали на парадах: только Т-35-1 в Москве, а Т-35-2 в Ленинграде.

Вместе они прошли на параде в Москве 7 ноября 1933 года



Танк Т-35-1 на Красной площади 1 мая 1933 года



Танк Т-35-1, вид спереди



Танк Т-35-1, вид сзади



Танк Т-35-1 перед началом испытаний летом 1932 года



Танк Т-35-2 на параде 7 ноября 1933 года



Первый серийный Т-35 на параде 1 ноября 1933 года в Харькове

В то время, когда шла сборка опытного образца Т-35-2, в ОКМО заканчивали работы над танком Т-35А, который должен был выпускаться серийно. Причем Т-35-2 рассматривался лишь как «переходный, идентичный в части трансмиссии серийному образцу». По силовой установке, ходовой части и трансмиссии новая машина была подобна Т-35-2, но имела удлиненный корпус измененной конструкции, усиленную на одну тележку ходовую часть, малые пулеметные башни новой конструкции, средние башни увеличенного размера с 45-мм орудиями, измененную форму корпуса и т. д. В соответствии с постановлением Правительства СССР в мае 1933 года серийное производство Т-35 передавалось на Харьковский паровозостроительный завод имени Коминтерна (ХПЗ). Туда в начале июня 1933 года в срочном порядке отправили еще не прошедшую испытаний машину Т-35-2 и всю рабочую документацию по Т-35А.

К производству Т-35 подключили несколько заводов, в том числе Ижорский (бронекорпус), «Красный Октябрь» (коробки передач), Рыбинский (двигатели). По плану предприятия-смежники должны были уже в июне 1933 года начать отгрузку своей продукции на ХПЗ, но реально они смогли это сделать лишь два месяца спустя. Т-35 изготавливался по узловому принципу — было создано девять участков, каждый из которых вел работы по одному узлу или агрегату танка. Окончательная сборка Т-35 велась на специальных козлах. Изготовление на них первой машины началось 18 октября 1933 года и закончилось к 1 ноября. После предварительной обкатки первый серийный танк Т-35 7 ноября в окружении танкеток Т-27 принял участие в праздничном параде в Харькове (в то время столицы Украины).

Основным вооружением танка Т-35 стала 76,2-мм пушка КТ-28 образца 1927/32 годов. КТ-28 имела длину ствола в 16,5 калибров. Начальная скорость 7-килограммового осколочно-фугасного снаряда составляла 262 м/с, 6,5-килограммового шрапнельного — 381 м/с.

Две 45-мм танковые пушки 20К обр. 1932 года размещались в двух башнях. Пушки были закреплены в подвижных бронировках на цапфах.

Вспомогательное вооружение Т-35 состояло из шести 7,62-мм пулеметов ДТ.

Два пулемета размещались в главной башне: один — в лобовой части главной башни в автономной шаровой установке, справа от пушки, другой мог устанавливаться в кормовой нише на бугельной установке и вести огонь через закрывавшуюся броневой крышкой вертикальную амбразуру. Ещё два устанавливались по одному в малых пушечных башнях в спарке с 45-мм орудием. По одному пулемету устанавливалось в лобовых частях пулеметных башен в шаровых установках. На танках последних серий устанавливалась также зенитная турельная установка с пулеметом ДТ. Таким образом, общее количество пулеметов танка доводилось до семи. Боекомплект пулеметов составлял 10080 патронов в 160 дисковых магазинах по 63 патрона каждый.

В главной башне находились три члена экипажа: командир танка (он же наводчик), пулеметчик и сзади — радист (он же заряжающий). В двух башнях с 45-мм пушками размещаются по два члена экипажа — наводчик и пулеметчик: в пулеметных башнях — по одному стрелку.

На всех танках Т-35 устанавливался четырехтактный 12-цилиндровый V-образный карбюраторный двигатель М-17Т. Это был танковый вариант авиационного двигателя М-17. Мощность двигателя при 1450 оборотах в минуту составляла 500 л.с. В ходе модернизации мощность двигателя была форсирована до 580 л.с.

В 1933 году танк приняли на вооружение и в войска он начал поступать в 1934 году, до 1939 года РККА получила около 60 машин. Тяжелые танки производили в нескольких модификациях. У последней модификации была изменена форма лобовой детали корпуса и увеличена её толщина до 50 мм, а башня стала конической формы



Одна из последних модификаций танка Т-35 с конической башней





ТГ («Танк Гроте») - экспериментальный средний танк, созданный в 1931 году под руководством работавшего в то время в СССР немецкого инженера-конструктора Эдварда Гроте. Танк отличался использованием большого количества оригинальных решений и новаторских разработок и серьёзно опережал общий уровень мирового танкостроения того времени. По причине высокой цены и общего несоответствия советской промышленности требованиям производства танка, ТГ не был принят на вооружение и серийно не выпускался. Однако опыт, накопленный при проектировании машины, позволил советским конструкторам впоследствии приступить к проектированию танка Т-35.

В апреле 1930 года группе Гроте было выдано техническое задание на проектирование танка массой 18...20 тонн, бронированием порядка 20 мм, скоростью 35...40 км/ч. Вооружение: 76,2-мм и 37-мм пушки и 4-5 пулемётов. Все остальные параметры оставались на усмотрение немецких инженеров. Для проектирования и постройки опытной машины на Ленинградском заводе «Большевик» было создано конструкторское бюро АВО-5.

В случае положительного заключения по прототипу, танк должен был быть запущен в серийное производство с индексом ТГ-1. Для освоения производства машины предполагалось изготовить в 1931 году первую серию в количестве 50-75 танков, а в 1932 году выпустить и направить в войска до 2000 новых боевых машин.

Корпус и башня полностью сварные (впервые в мире). Форма корпуса и башни отличалась оригинальностью и новаторством - танк имел скошенную носовую часть с наклонной установкой бронелистов, подбашенную рубку обтекаемой формы и полусферическую башню.

Лобовая броня корпуса трёхслойная, в особо опасных местах толщиной до 44 мм. Бронирование бортов достигало 24 мм, рубки и башни - 30 мм. Основным вооружением танка являлось 76,2-мм полуавтоматическое орудие А-19 (ПС-19), самое мощное танковое орудие в мире на тот момент. Пушка размещалась на цапфах в лобовом листе подбашенной рубки танка.

Благодаря полуавтоматическому заряжанию, скорострельность пушки составляла 10-12 выстр./мин., начальная скорость снаряда 588 м/с. Боекомплект орудия составлял 50 выстрелов.

Вспомогательное артиллерийское вооружение - 37-мм пушка ПС-1. Орудие устанавливалось в полусферической малой башне на крыше рубки и имело круговой обстрел. Особенностью установки этого орудия была возможность ведения из него как наземной, так и зенитной стрельбы. Благодаря большой длине ствола, начальная скорость снаряда составляла 707 м/с. Боекомплект орудия составлял 80 выстрелов.

На танк устанавливались пять 7,62-мм пулемётов — два ДТ и три «Максим». Пулемёты ДТ размещались в шаровых установках в бортах корпуса, пулемёты Максим — также в шаровых установках по бортам и в корме рубки. Боекомплект пулемётов составлял 2309 патронов в лентах и дисковых магазинах.

Изначально предполагалось оснастить машину двигателем конструкции Гроте, разработанным специально для данного танка. Он представлял собой 8-цилиндровый (два блока по 4 цилиндра, соединены картером) двигатель воздушного охлаждения мощностью 250 л.с. Однако двигатель довести не удалось и пришлось устанавливать двигатель М-6 мощностью 300 л.с.

Трансмиссия включала в себя дисковый главный фрикцион сухого трения, коробку передач, бортовые фрикционы, однорядные бортовые редукторы. Коробка передач обеспечивала 4 передачи вперёд и 4 назад при плавном переключении. Такая конструкция КПП позволяла танку двигаться вперед и назад с равными скоростями. В конструкции коробки передач использовались шестерни с шевронным зацеплением.

Ходовая часть применительно к одному борту состояла из 5 опорных катков большого диаметра с грузопонирами и индивидуальной пружинной подвески с пневматическими амортизаторами, 4 поддерживающих роликов, переднего ленивца и ведущего колеса кормового расположения.

Танк имел очень мягкие пневматические тормоза ведущих и всех опорных катков. Экипаж танка состоял из 5 человек: командира танка (он же был наводчиком 37-мм орудия), водителя, пулемётчика, командира 76,2-мм орудия и заряжающего. В ходе испытаний была достигнута максимальная скорость движения танка 34 км/ч. У танка была хорошая проходимость и маневренность. 4 октября 1931 года специальная комиссия изучила состояние разработки танка и приняла решение: «Считать, что танк ТГ в данном виде является чисто экспериментальным типом танка...»



Танк СМК

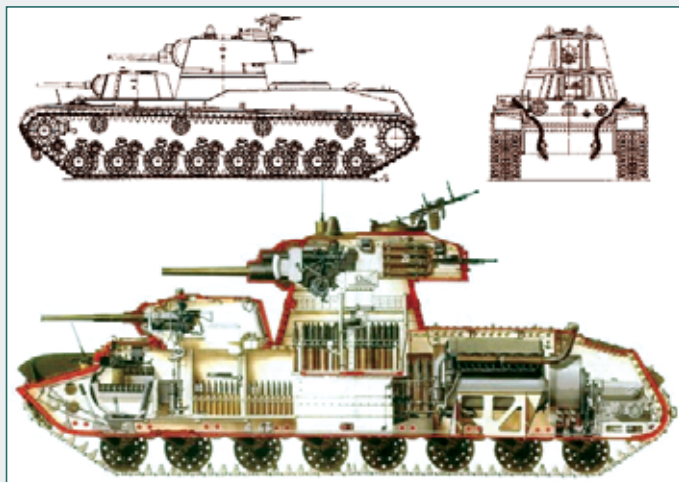
На Главном военном совете, состоявшемся в апреле 1938 г., было принято решение о создании нового тяжелого танка с мощным бронированием и вооружением. Работы по созданию новых тяжелых машин были развернуты в конструкторских бюро трех заводов: ленинградского Кировского, ленинградского Опытного имени С.М. Кирова (№185) и Харьковского паровозостроительного имени Коминтерна (№183). Весной 1938 года Кировский завод и Опытный завод имени Кирова получили заказ на разработку тяжелого многобашенного танка. На Кировском заводе создавали СМК (Сергей Миронович Киров), а Опытный завод - танк Т-100. Постановлением Комитета Обороны от 7 августа 1938 г. устанавливались сроки изготовления танков: СМК к 1 мая 1939 г., Т-100 к 1 июня 1939 г.

СМК должен был превосходить тяжелый танк Т-35 в скорости, по запасу хода, проходимости, должен был преодолевать подъем в 40°, тогда как для Т-35 крутизна более 15° была непреодолима. На СМК впервые в СССР на тяжелом танке было предложено использовать торсионную подвеску. Танк должен был иметь по тем временам действительно надежную броню, не пробиваемую снарядами 37...40-мм орудий. Корпус и башни делались из катаной брони, максимальная толщина которой спереди и по бортам составляла 60 мм. Верхняя часть корпуса танка была толщиной 20 мм, а дно для защиты от мин сделали толщиной 30 мм. От первоначального трёхбашенного варианта было решено отказаться, а сэкономленные 3 тонны использовать на усиление броневой защиты. В январе 1939 г. началось изготовление СМК в металле.

СМК в двухбашенном варианте получил корпус более простой формы, а главная башня - пулемет в задней части. В главной башне устанавливалась 76,2-мм пушка Л-11 (боезапас 113 выстрелов), а в передней башне 45-мм пушка образца 1934/1938 гг. (боезапас 300 выстрелов). Предусматривалась установка зенитного пулемета ДК.

Двигатель АМ-34, 12-цилиндровый, мощностью 850 л.с. позволял развивать 35,5 км/ч. Запас хода по шоссе составлял 230 км, по грунту - 160 км. Первый пробный выезд по двору завода СМК совершил 30 апреля 1939 г.

После заводской обкатки машина была передана на полигонные испытания. 20 сентября 1939 года СМК участвовал в правительственном показе серийных и опытных танков (вместе с Т-100 и КВ), проходившем на полигоне в Кубинке. Хотя танк СМК испытания выдержал, было замечено, что водителям трудно вести тяжелые машины, а командирам сложно управлять огнем двух орудий и пулеметов в двух башнях. К концу ноября 1939 г. пробег СМК составил 1700 км. С началом советско-финляндской войны танк был направлен на фронт для прорыва укреплений. В боевых столкновениях был многократно обстрелян, но ни один снаряд не смог пробить броню.



Проекция и компоновка танка СМК

На танках Т-28 и Т-35 просматривается стремление повысить огневую мощь путём увеличения числа стволов вооружения (соответственно башен). Появление и непродолжительное изготовление этих образцов можно расценивать лишь как дорожные взгляды поиск новой концепции танка в условиях изменяющихся взглядов на их оперативно-тактическое использование.

(Продолжение следует.)

# КОЛЕСНЫЕ ПАРОХОДЫ

## НА ЗАРЕ ВЕКА ПАРА И ЭЛЕКТРИЧЕСТВА

**Виктор Сергеевич Шитарёв,**

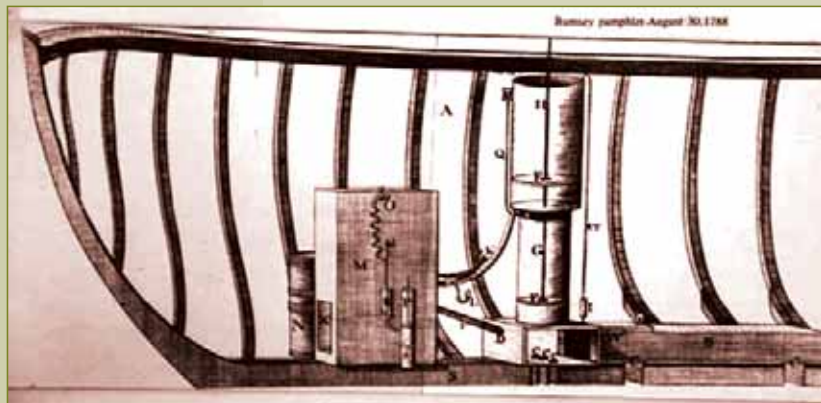
капитан дальнего плавания

(Продолжение. Начало в №№ 1, 2 - 2015)



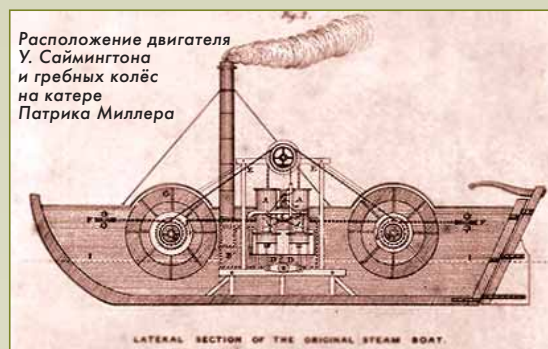
"Н.В. Гоголь" - последний колесный пароход Советского Союза и России

Расположение двигателя и двигателя на судне Джеймса Рамсея



Судно Джеймса Рамсея с водометным двигателем испытали на реке Потомак близ города Шеперстоуна, результат - более чем скромный, скорость не превышала 5 км/ч. Интересно, что в 1988 г. в честь 200-летнего юбилея создания первого в ми-

шина в 2 л.с., имевшая диаметр цилиндра 102 мм. Она приводила в движение два гребных колеса. Катер был построен по схеме "катамаран", между двумя корпусами длиной по 7,8 м вращались гребные колеса, расположенные друг за другом. Общее водоизмещение судна было 5 т. В одном корпусе был установлен паровой котел, в другом - паровая машина, приводившая в движение шкивы, которые через цепную передачу вращали колеса. Судно развивало скорость около 8 км/ч.



Расположение двигателя У. Саймингтона и гребных колёс на катере Патрика Миллера



Джеймс Рамсей

ре стимбота, получившего практическое применение, американцы построили копию рамсеевского судна. На воду его спустили в г. Шеперстоуне, судно благополучно плавало по водной глади, доставляя многочисленным зрителям огромное удовольствие.

Ещё известно, что итальянец Серрати в 1788 г. проводил эксперименты, намереваясь построить пароход, но результаты его изысканий до нас не дошли.

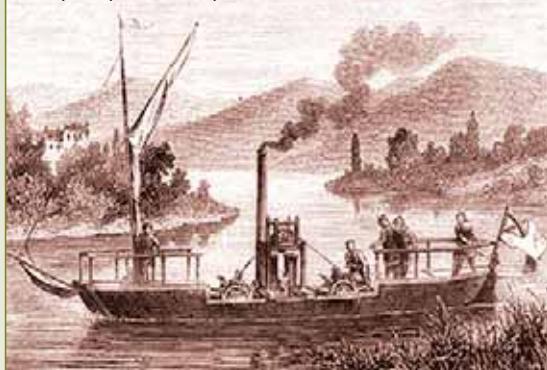
Вообще, 1788 г. оказался богат новинками технического прогресса, англичане тоже продолжали вести интенсивные поиски в совершенствовании пароходов. Интересна история Патрика Миллера (1731-1815), который экспериментировал с гребными колесами, приводимыми вручную. Его судно по конструкции корпуса было тримараном, между корпусами которого и вращались гребные колеса. Учитель Джемс Тейлер порекомендовал изобретателю механика-самоучку Вильяма Саймингтона (1763-1831). Так эдинбургский банкир П. Миллер стал судовладельцем.

Его паровой катер был испытан на озере Далвингтон в Шотландии в 1788 г. На судне была установлена двухцилиндровая пароатмосферная ма-



Вильям Саймингтон

Катер Патрика Миллера, 1788 г.



Патрик Миллер



Двигатель Вильяма Саймингтона для судна Double Pleasure Boat

ENGINES OF THE DOUBLE PLEASURE BOAT. MILLAR, TAYLOR, SYMINGTON, 1788.

передачи на два гребных колеса, расположенные одно за другим, как и на первом судне П. Миллера, Мощность машины была около 12 л.с., новое судно имело длину 18,3 м и называлось "Дабл плеже боут". Испытания проводились в Шотландии на канале Фёрт-энд-Клайд в том же 1788 г., пароход показал скорость хода около 11 км/ч.

Похоже, что идея постройки парохода окончательно захватила умы изобретателей. Вспомним еще раз Д. Рамсея. В 1792 г. он находился в Англии и построил там катер "Колумбия мэйд", с таким же водометным движителем. На Темзе во время испытаний он показал скорость хода как и его предшественник, около 5 км/ч. Но... Неожиданно этот, несомненно, талантливый изобретатель умирает.

Его судно, стоявшее в Гринвиче, в 1793 г. перегнали в Лондон. Там к нему был проявлен живой интерес со стороны августейших особ. Судно посетил сам король Георг III, королева Шарлотта, принц Уэльский и шесть принцесс и др. Затем все "кануло в Лету" - опыты с водометным движителем надолго прекращаются.

Американский мельник из Род-Айленда Элин Ормсби вместе с соотечественником Уилкинсоном в 1792 г. строит паровой катер длиной 5,5 м и водоизмещением 3 т, судно испытывают на реке Блэкстон. В качестве движителя изобретатели применили гребок типа "утиная лапа". Пароатмосферная машина разогнала судно до 5 км/ч, оно прошло по заливу Наррагенсетт от Провиденса до города Потакет в устье реки Блэкстон.

Как видим, изобретатели конца XVIII в. так окончательно и не определились, какой тип судового движителя предпочтительнее. Правда, шести, отталкивающиеся от дна водоема уже никого не прельщали. Но что же всё-таки лучше: "утиная лапа", гребное колесо или весло?

Небольшой паровой катер строит капитан, механик-самоучка Самуэль Морей. В 1793 г. его пароход плавал в верховьях реки Коннектикут, на нем изобретатель выполнил большую работу по определению наиболее приемлемого судового движителя. Весь полезный объем корпуса занимали всевозможные механизмы так, что самому ему не хватало места. Исследования продолжались три года. Наконец он остановился на кормовом гребном колесе. Новое судно было отведено Мореем вниз по течению реки до города Хартфорда, там и состоялись показательные испытания катера.

В 1795 г. англичанин Джон Смит "освежил" идею Д. Фитча. Это был механик из Ливерпуля, на своем судне он также использовал весельный движитель и достиг скорости около 3 км/ч. Испытания прошли на реке Мерси. Будучи стесненным в средствах, он не смог продолжать начатые опыты, но предрекал, что "не пройдет и 20 лет, как река Мерси будет покрыта дымом от пароходов".

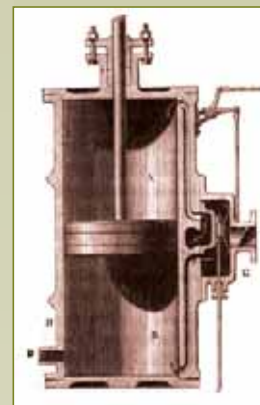
Не остались в стороне и английские лорды. В частности, лорд Чарльз Стэнхоуп (1753-1816) с

1796 г. работал над проектом военного парохода "Амби навигатор", по некоторым источникам - "Кент". Судно длиной 33,8 м и водоизмещением 200 т имело двухцилиндровую машину, приводившую в работу движитель типа "утиная лапа". Свой пароход он предлагал английскому Адмиралтейству. С Д. Уаттом и М. Болтоном у лорда сложились довольно натянутые отношения. Он писал: "Ваши паровые машины в их современном виде не могут использоваться на морских судах".

Видимо, подобные отзывы повлияли на изобретателя и побудили Д. Уатта к продолжению совершенствования своего двигателя. В первой машине его рабочим был только один ход поршня, и машины "насосного типа" уже не удовлетворяли промышленников, появился спрос на двигатели, которые могли бы дать на привод большой вращающийся момент. Д. Уатт много работает, и в 1784 г. появляется паровая машина двойного действия. Теперь пар поочередно подается то в нижнюю полость цилиндра, то в верхнюю, оба хода поршня стали рабочими.

Машина перестала быть пароатмосферной. Теперь это паровая машина и давление пара в цилиндре можно значительно повысить и, тем самым, увеличить мощность двигателя. Превратить прямолинейное движение штока поршня во вращательное можно было, воспользовавшись шатунно-кривошипной передачей: инженерам она была известна с незапамятных времен. Но дело в том, что в 1780 г. французский механик Пикар кривошипный механизм к "огненной машине" защитил патентом.

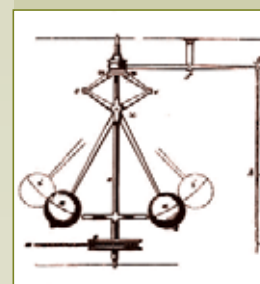
Д. Уатт, однако, не опустил руки и изобрел оригинальный механизм, вошедший в историю техники как "параллелограмм Уатта". Плавность вращения вала обеспечивалась маховиком. Новая машина Д. Уатта обрела огромную популярность. Он избежал печальной участи Д. Папена и И.И. Ползунова, дожил до глубокой старости. Д. Уатт, видимо и не предполагал, что благодаря его универсальной машине XIX век назовут "веком пара". А чтобы быть уж совсем объективным, от себя добавлю: Д. Уатт открыл изобретателям еще один путь повышения экономичности и мощности паровых машин - увеличение числа оборотов.



Цилиндр паровой машины двойного действия Уатта



Параллелограмм Уатта

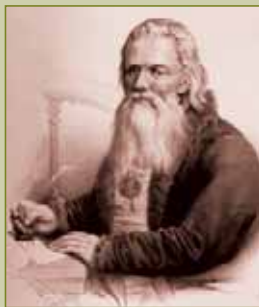


Регулятор оборотов маховика паровой машины Уатта

Более поздняя паровая машина Уатта

Паровой буксир с кормовым гребным колесом из английского патента Джонатана Хула 1736 года





И.П. Кулибин



Двигатель И.П. Кулибина

Но вернемся к освещению изобретательской деятельности в мировом пароходостроении. Потерпев фиаско с шестами и убедившись в бесперспективности такого рода движителя, Д. Рамсей прекратил изыскания в судостроении, зато С. Морей упорно искал пути совершенствования парохода и в 1797 г. спустил на воду второй пароход. Его паровая машина приводила вал двух бортовых колес посредством кривошипно-шатунного механизма, превращавшего возвратно-поступательное движение поршня во вращательное. Испытания парохода проводились близ города Борденстаун на реке Делавэр.

Позже он вспоминал: "... Я прибыл в Борденстаун на р. Делавэр в июне 1797 г. Там стоял пароход, и я на месте разработал схему его движения с помощью двух гребных колес, по одному с каждого борта. Гребной вал, шедший поперек судна, имел посредине кривошип, соединенный с балансиrom машины при помощи серги...

Я нашел, что два гребных колеса весьма хорошо отвечают поставленной задаче и значительно лучше, чем какие-либо устройства, испытанные мною ранее, и мое судно было открыто для осмотра в Филадельфии. С этого времени я считал, что все препятствия устранены". Публикация относится к 1818 г.

Таким образом, С. Морей можно считать первым в мире изобретателем, сделавшим исключительно правильные выводы и предложившим столь совершенный двигатель-двигательный комплекс для пароходов, который в той или иной интерпретации тиражировался потом на всех речных и морских пароходах. Гребное колесо стало безальтернативным судовым движителем. Правда, в 1802 г. американский изобретатель Джон Стивенс (1749-1838) в качестве судового движителя предложил четырехлопастный гребной винт. Но время гребных винтов тогда еще не наступило. Они "заработали" в полную силу лишь тогда, когда коленчатый вал паровой машины закрутился со скоростью более 75 об/мин., и КПД винта превысил КПД гребного колеса.

1797 г. знаменателен еще тем, что славную семью изобретателей пополнил очень талантливый французский инженер Марк Брюнель (1769-1849). В Америке по его чертежам тогда был построен паровой катер на средства Роберта Ливингстона, судно было испытано на реке Гудзон.

Другой американский механик, Николас Рузвельт (1767-1854) построил на средства того же

Р. Ливингстона в 1798 г. пароход по уже известной нам и наиболее рациональной схеме: два бортовых гребных колеса. Судно получило название "Поллака" и имело длину 18,3 м, водоизмещение - 25 т. Одноцилиндровая паровая машина с диаметром цилиндра 508 мм без нагрузки обеспечивала до 40 - 45 ходов поршня в минуту. Но изобретатель сделал слишком тяжелыми гребные колеса, только на их проворачивание расходовалось около 3/4 мощности паровой машины, поэтому и скорость хода не превысила 5 км/ч. Так конструкторы столкнулись с очень важной проблемой - взаимодействии двигателя с движителем, требующей большого опыта и точности расчета.

С одной стороны, чем больше плицы, тем лучше они загребают воду и тяговое усилие колесного движителя увеличивается, можно наращивать и количество плиц на ободе гребного колеса. Но по этому пути нельзя идти бесконечно, так как неизбежно увеличение размеров и массы самого движителя. Можно "докатиться" до того, когда паровая машина сможет вращать только один движитель, а на то, чтобы он ещё и проталкивал воду, просто не хватит мощности.

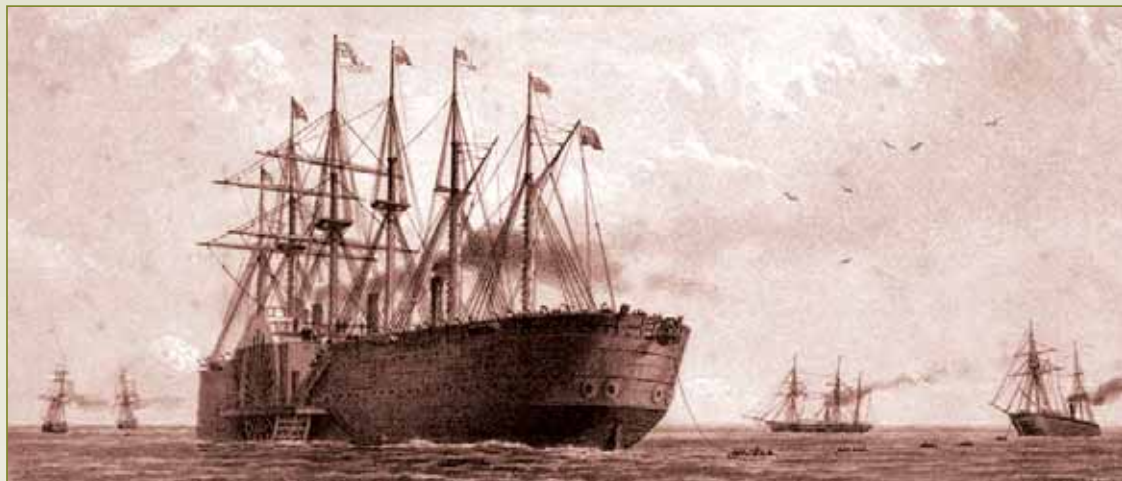
С другой стороны, слишком маленький движитель не обеспечивает необходимое тяговое усилие. Гребные колеса начнут легко проворачиваться с той скоростью, которую дает двигатель без нагрузки, его мощность будет расходоваться впустую. Поэтому появится необоснованный перерасход топлива. Конструктор должен подобрать такой движитель, чтобы он полностью брал энергию, подводимую от паровой машины и развивал бы при этом максимальный КПД.

Кстати, этой проблемой занимался и И.П. Кулибин. После него сохранилась модель с колесным движителем, устроенным по наиболее рациональной схеме. В качестве привода использовался пружинный механизм, аналогичный тем, что использовались в часах. Проектировал ли Иван Петрович пароход - сказать трудно, но взаимодействие системы двигатель-двигатель он исследовал. Можно еще предположить, что делал он это по просьбе братьев Всеволожских с которыми был дружен.

Итак, XVIII в. заканчивался тем, что ведущие страны мира были готовы приступить к началу строительства пароходов, пригодных для коммерческой эксплуатации. Были спроектированы и построены достаточно мощные и экономичные машины, пригодные как для речного, так и для морского флота. **А**

(Продолжение следует.)

"Грейт Истерн" - британский пароход, сконструированный Изамбардом Брюнелем (сын Марка Брюнеля). Самый большой пароход XIX века. Имел три движителя - паруса, винт и самые большие бортовые колеса диаметром 17 метров. Приводились в движение паровой машиной мощностью 3650 л.с.





# АвиаПОРТ

отраслевое агентство



Новости



События



Аналитика



Справочник



Персонал



Рынок



Сообщество

ИСПОЛЬЗОВАТЬ

И

РАБОТАТЬ

ЦИФРЫ

ФАКТЫ

ГЛАВНЫЙ

АНАЛИЗИРОВАТЬ

И ПЛАНИРОВАТЬ

ИСКАТЬ И НАХОДИТЬ

ИСТОЧНИК

РАБОТАТЬ

ИНФОРМАЦИИ

ЗНАКОМИТЬСЯ

И

ОБЩАТЬСЯ

НАХОДИТЬ

ДЛЯ СПЕЦИАЛИСТОВ

ИСКАТЬ

АНАЛИЗИРОВАТЬ

КОММЕНТАРИИ

ЦИФРЫ

ИСКАТЬ

АВИАЦИОННОЙ ОТРАСЛИ

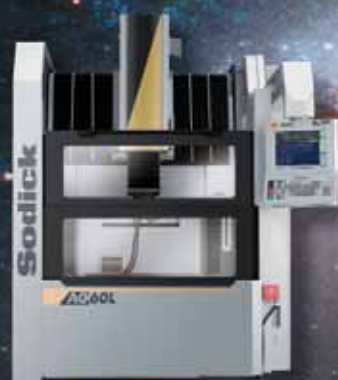
РАБОТАТЬ

ПЛАНИРОВАТЬ

ФАКТЫ

ИСПОЛЬЗОВАТЬ

# Sodick



## **37000** линейных электроискровых станков в эксплуатации

(свыше **700** в России, Украине и др. государствах  
бывшего СССР; на 12.2014 г.)

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

Производство электроискровых линейных станков (станков с ЛД) с 1998 г.

Все линейные станки Sodick, включая самые первые 1998-1999 гг., по настоящий момент сохраняют неизменную точность позиционирования!

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



Точность позиционирования:

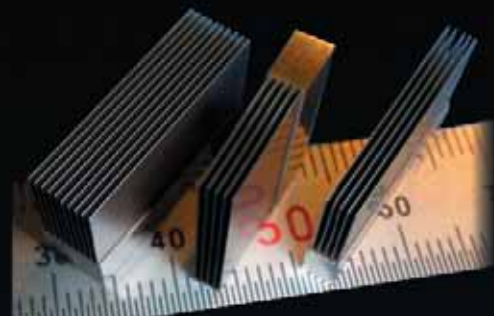
гарантия **10** лет

Впервые в отрасли!

## **60 лет опыта производства ЭИ станков!**

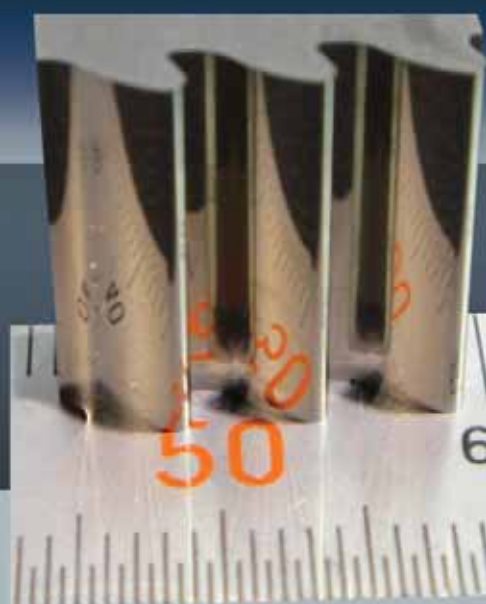
# НАНОШЕРОХОВАТОСТЬ

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



# Sodick

[www.sodick.ru](http://www.sodick.ru)



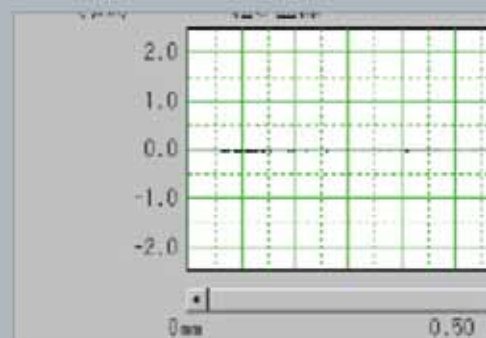
## AP250L

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**



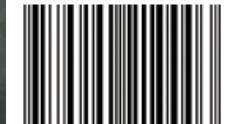
Параметр	Значение	Единица
Ra	0.0061	мкм
Ra(1)	0.0072	мкм
Ra(2)	0.0066	мкм
Ra(3)	0.0062	мкм
Ra(4)	0.0060	мкм
Ra(5)	0.0043	мкм
Rz	0.0576	мкм
Rz(1)	0.0600	мкм
Rz(2)	0.0440	мкм

## Рекорд отрасли!

# ВИДЕОЭНДОСКОП VUCAM X0

ДЛЯ ДИАГНОСТИКИ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ АВИАДВИГАТЕЛЯ

ISSN 999-02109



**Артикуляция 130°  
в любом  
направлении**

**Возможность  
производить  
стереоскопические  
измерения  
геометрических  
параметров  
дефектов**

Визуально-оптическая диагностика с применением видеоэндоскопа **VUCAM X0** позволяет выявить забоины, трещины, эрозионный износ, прогары, деформации, нарушение покрытий на деталях компрессора, турбины, камеры сгорания, реактивного сопла и других узлов без разборки двигателя.

Современный сенсорный дисплей

Документирование результатов контроля

Фотоснимки во время записи видео

Удобный файл менеджер

Ретроспектива записи видео изображения

Поддержка карт памяти SD

Горячие клавиши

Прочная и легкая конструкция

Источник света с пожизненной гарантией

Возможность регулировки уровня наклона монитора



Официальное представительство  
viZaar industrial imaging AG  
в России и странах СНГ

197022, Россия, Санкт-Петербург,  
ул. Профессора Попова 37В  
+7 [812] 748-28-47

[info@vizaar.ru](mailto:info@vizaar.ru)  
[www.vizaar.ru](http://www.vizaar.ru)