

# Двигатель

Научно-технический журнал № 5-6 (155-156 + 244) 2024

**В номере:**

**Для преодоления земного притяжения:**

- 95 лет борьбы НПО Энергомаш с гравитацией (стр. 2).
- Наука о ВЧ-неустойчивости ЖРД (стр. 13, 21).
- Установка ожижения газа для метанового ЖРД (стр. 16).
- Личность в космонавтике - 90 лет Б.И. Каторгину (стр. 18).

**Покорители пятого океана (стр. 30).**

**Двигатели Pratt & Whitney (стр. 36).**

**Гипотеза о материи (стр. 43).**

**Копилка для энергии (стр. 50).**



ISSN 0250-0985



24006 >

772500 098009



## Редакционный совет

**Агульник А.Б., д.т.н.,**  
заведующий кафедрой "Теория воздушно-реактивных двигателей" МАИ

**Багдасарьян Н.Г., д.филос.н.,**  
профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана

**Богуслаев В.А., д.т.н.,**  
президент ПАО "МОТОР СИЧ"

**Воронков Ю.С., к.т.н.,**  
зав. кафедрой История науки РГГУ

**Дмитриев В.Г., член-корр. РАН,**  
член секции проблем машиностроения и процессов управления

**Драгунов В.К., д.т.н.,**  
проректор по научной работе НИУ "МЭИ"

**Жердев А.А., д.т.н.,**  
декан факультета "Энергомашиностроение",  
руководитель Научно-учебного комплекса МГТУ им. Н.Э. Баумана

**Зрелов В.А., д.т.н.,**  
профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей ЛА СГАУ им. С.П. Королёва

**Иноземцев А.А., академик РАН,**  
управляющий директор-генеральный конструктор АО «ОДК-Авиадвигатель»

**Каторгин Б.И., академик РАН**  
член отделения энергетики, машиностроения, механики и процессов управления

**Кравченко И.Ф., д.т.н.,**  
руководитель, генеральный конструктор  
ГП "Ивченко-Прогресс"

**Кутенев В.Ф., д.т.н.,**  
председатель Экспертного совета  
ГНЦ РФ ФГУП "НАМИ"

**Ланшин А.И., д.т.н.,**  
советник генерального директора по науке ГНЦ  
ФАУ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

**Марчуков Е.Ю., член-корр РАН,**  
генеральный конструктор - директор  
ОКБ им. А. Льюлька

**Равикович Ю.А., д.т.н.,**  
исполняющий обязанности проректора по  
инновационной деятельности МАИ

**Рачук В.С., д.т.н.,**  
советник генерального директора  
госкорпорации "Роскосмос"

**Рогалёв Н.Д., д.т.н.,**  
ректор НИУ "МЭИ"

**Ружьев В.Ю.,**  
первый зам. ген. директора ФАУ "Российское  
классификационное общество"

**Рыжов В.А., д.т.н.,**  
руководитель направления по развитию  
двигателестроения АО "Коломенский завод"

**Ситнов А.П.,**  
президент, председатель совета директоров  
ЗАО "Двигатели "ВК-МС"

**Смирнов И.А., к.т.н.,**  
ген. конструктор КБХМ - филиала ФГУП "ГКНПЦ  
им. М.В. Хруничева"

**Соколов В.П., д.т.н.,**  
директор Российского учебно-научно-инновационного  
комплекса авиакосмической промышленности

**Сперанский А.А., DExpert ISCED,**  
президент ИААБ

**Чуйко В.М., д.т.н.,**  
президент Ассоциации "Союз  
авиационного двигателестроения"

**Шатров М.Г., д.т.н.,**  
заведующий кафедрой "Теплотехника и  
автотракторные двигатели" МАДИ

## РЕДАКЦИЯ

### Главный редактор

Александр Иванович Бажанов,  
академик Международной  
инженерной академии

### Заместитель главного редактора

Аделия Юрьевна Бурова

### Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

### Финансовый директор

Александр Иванович Бажанов

### Редакторы:

Андрей Иванович Касьян, к.т.н.

Инна Игоревна Тизенгауз

Юрий Романович Сергей, к.т.н.

### Литературный редактор

Иван Петрович Сидоров

### Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь

Владимир Николаевич Романов

### Техническая поддержка

Федор Михайлович Ларичев

### Фотографии, эскизы и рисунки

#### предоставили:

А.И. Бажанов, А.Н. Медведь,

В.Н. Романов и др.

### Адрес редакции журнала "Двигатель":

111250, Россия, Москва,

ул. Красноказарменная, 14.

Тел./факс: +7(915) 119-1384

aib50@yandex.ru

www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2024 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 А.И. Бажанов

Ответственность за достоверность информации и  
наличие в материалах фактов, не подлежащих  
разглашению в открытой печати,  
лежит на авторах публикаций.  
*Мнение редакции не всегда  
совпадает с мнением авторов.*

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

Журнал "Двигатель" рекомендован экспертным  
советом ВАК по технической науке:

2.5.15 - тепловые, электроракетные двигатели и  
энергоустановки летательных аппаратов,  
в числе журналов, в которых должны быть  
опубликованы основные научные результаты  
диссертаций на соискание ученой степени  
доктора и кандидата наук.

Индекс 1844 в общероссийском Перечне  
(на 15-04-2024 г.)

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

Пер. № 018414 от 11.01.1999 г.

26-й (118-й) год издания.

Отпечатано

ООО "Эксперт" Москва.

Тираж 500 экз.

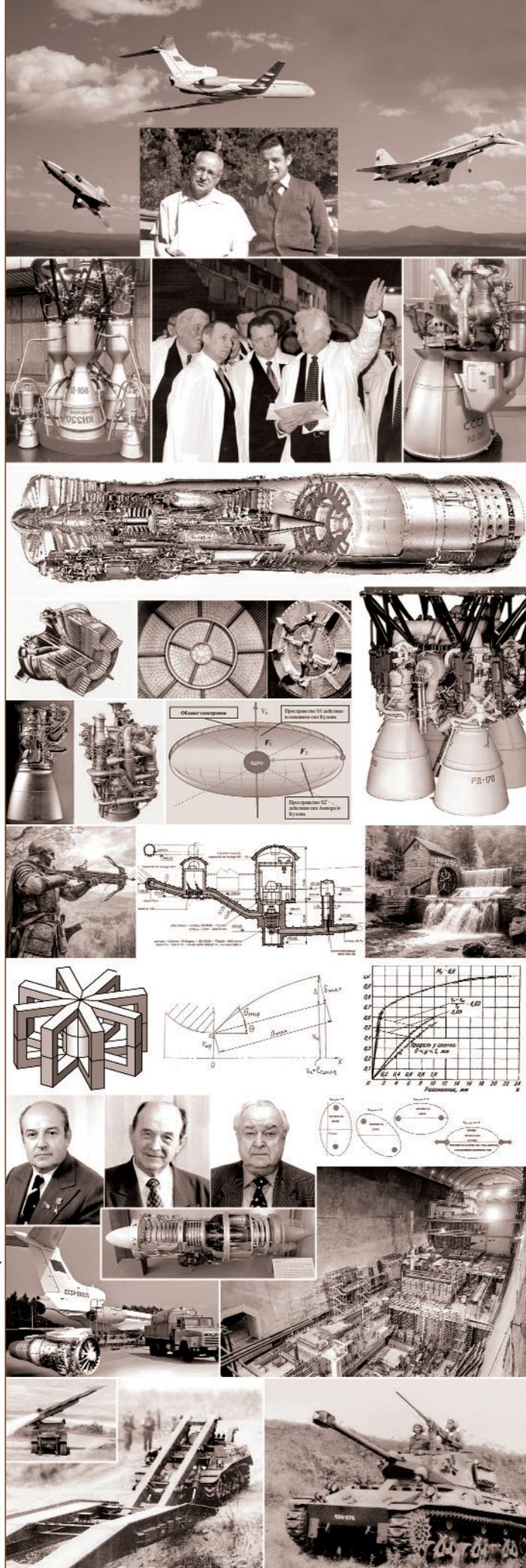
Периодичность: 6 номеров в год.

Цена свободная.



# СОДЕРЖАНИЕ

- 2** **Мощь, побеждающая гравитацию**  
(к 95-летию НПО Энергомаш)  
П.С. Лёвочкин, В.С. Судаков
- 5** **Турбулентность.**  
**Исследование ламинарного подслоя**  
Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков
- 8** **Изготовление трансформаторов наименьшей массы**  
Ю.А. Ошев
- 13** **Механика сплошных сред.**  
**Введение в теорию высокочастотной неустойчивости в камерах сгорания ЖРД и газогенераторах**  
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 16** **Установка ожижения и переохлаждения природного газа для стартового комплекса заправки ракеты-носителя с метановым двигателем**  
Ю.И. Духанин
- 18** **Академик Борис Иванович Каторгин (90-летие со дня рождения)**  
П.С. Лёвочкин, В.С. Судаков
- 21** **Механика сплошных сред.**  
**Основные теоретические предпосылки создания метода прогноза ВЧ неустойчивости**  
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 24** **Турбулентность.**  
**Экспериментальный метод получения линии тока и разработка нового способа профилирования сверхзвукового сопла**  
Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков
- 27** **Методология финансового анализа рентабельности водоризации авиационного двигателестроения**  
А.Ю. Бурова, К.Ю. Бурова, К.А. Григорова, Е.С. Умникова
- 30** **Триста лет на троих**  
А.А. Туполев, А.А. Пухов
- 36** **Турбовентиляторные двигатели PRATT & WHITNEY для сверхзвуковых самолётов**  
В.А. Зрелов
- 43** **Дно материи**  
Д.Н. Воронков
- 50** **Копилка для энергии**  
А. Идин
- 58** **Танки - от и до**  
О.Н. Брилёв
- Информация - стр. 12, 26, 49**



# МОЩЬ, ПОБЕЖДАЮЩАЯ ГРАВИТАЦИЮ

## (К 95-летию АО "НПО ЭНЕРГОМАШ ИМЕНИ АКАДЕМИКА В.П. ГЛУШКО")

АО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко":

**Пётр Сергеевич Лёвочкин**, к.т.н.,

заместитель генерального директора - главный конструктор, член-корр. Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского

**Владимир Сергеевич Судаков**, главный специалист, член-корр. Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского,

лауреат премии Правительства РФ имени Ю.А. Гагарина в области космической деятельности

Акционерное общество "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко" является старейшим предприятием ракетной двигателестроительной отрасли и ведет отсчет своей работы с 15 мая 1929 года.

Наша история начинается с первого рабочего дня будущего академика В.П. Глушко в качестве руководителя небольшой группы по разработке ракет и двигателей в составе Газодинамической лаборатории в Ленинграде.

Неоднократно менялось место расположения нашего предприятия, его ведомственная подчиненность, но неизменной оставалась основная тематика - жидкостные ракетные двигатели. Москва - РНИИ, Тушино и Казань - КБ-"шарашка" в структуре НКВД, Казань - ОКБ-СД и, наконец, Химки - ОКБ-456, сейчас АО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко".

Жидкостные ракетные двигатели, разработанные в НПО Энергомаш, надежно выводят практически все отечественные космические объекты, начиная с первого искусственного спутника Земли, первого космического корабля с человеком на борту, до орбитальной станции "Мир", сверхмощной ракеты "Энергия" с космическим кораблем "Буран" и элементов Международной космической станции.

За свою историю АО "НПО Энергомаш" создало около 60 модификаций ЖРД как для космических РН, так и для боевых баллистических ракет, ставших надежным ракетно-ядерным щитом нашей Родины.

Диапазон тяг от 80 до 800 тс позволяет проектировать с их использованием практически любую ракету-носитель от легкого до тяжелого и сверхтяжелого классов.

Всего было изготовлено около 18 тысяч разработанных НПО Энергомаш ЖРД. Около 5 тысяч из них использованы в ходе отработки элементов конструкций и других испытаний двигателей. 13 тысяч ЖРД успешно отработали в составе первых и вторых ступеней космических ракет. Это значительно выше, чем у какой-либо иной фирмы в мире по разработке и производству ЖРД.

Нельзя не остановиться на некоторых выдающихся образцах нашей продукции, которые и сегодня продолжают эксплуатироваться в зарекомендовавших себя ракетах-носителях семейств "Союз" и "Протон".

Технические решения 50-х годов 20 века сделали возможным создать двигатели РД-107 и РД-108 для первой в мире межконтинентальной баллистической ракеты Р-7, которая стала первой ракетой, вынесшей 4 октября 1957 г. первый рукотворный спутник на околоземную орбиту. Эти же двигатели обеспечили успешный полет 12 апреля 1961 г. первого космонавта Земли Ю.А. Гагарина. Модификации этих двигателей и сегодня обеспечивают успешное выполнение отечественной пилотируемой программы и будут служить ещё много лет.



РД-108

Большим практическим достижением явилось создание в 1961-65 гг. двигателя РД-253 для РН "Протон", на которой были выведены тяжелые полезные нагрузки (ПН), в том числе модули орбитальных станций. Это самый мощный однокамерный ЖРД, работающий на высококипящих компонентах топлива. Впервые в мире столь мощный двигатель был выполнен по схеме с дожиганием окислительного газа, что значительно повысило экономичность двигателя. Две модификации этого двигателя позволили ещё более повысить характеристики этого двигателя, который продолжает успешно работать в составе первой ступени РН "Протон-М".



РД-253



В.П. Глушко, 1967 г.



РН "Протон"

Фундаментальная конструкторская школа, созданная академиком В.П. Глушко, позволила добиться уникальных результатов в области создания мощных высоконадежных кислородно-керосиновых ЖРД, опережающих на многие годы по своим техническим характеристикам американские и европейские разработки.

Одной из важнейших разработок НПО Энергомаш являются двигатели РД-170 и РД-171 для первых ступеней космического комплекса "Энергия - Буран" и РН "Зенит", соответственно. Их разработка стала качественно новым шагом в создании ЖРД. Это самые мощные в мире четырехкамерные ЖРД с наивысшим уровнем параметров и характеристик для двигателей данного класса, работающие на жидком кислороде и керосине [4]. Здесь были заложены решения по многократности использования ЖРД. Двигатель РД-170 первым в мире официально сертифицирован на 10-кратное полётное использование.

Первый пуск РН "Зенит" (полностью безлюдный старт, подготовка и пуск - 90 минут) с двигателем РД-171 был осуществлен в апреле 1985 г. В 1987 и 1988 годах выполнено два пуска РН "Энергия" с двигателями РД-170. Эксплуатация двигателя РД-171 продолжилась в пусках РН "Зенит" с плавучего космодрома на эк-



RD-170

ваторе в Тихом океане (программа "Морской старт"). Первый пуск РН "Зенит-3SL" с двигателем РД-171 по программе "Морской старт" состоялся 28 марта 1998 г. Работы по модернизации двигателя РД-171 были продолжены в 2003-2004 гг., результатом которых стало появление двигателя РД-171М. Первый пуск РН "Зенит-3SL" с новым модернизированным двигателем РД-171М по программе "Морской старт" был выполнен в феврале 2006 г. Серийное производство ракетных двигателей РД-171М и их контрольно-технологические огневые испытания осуществлялись в НПО Энергомаш. В декабре 2013 г. было проведено 1000-е огневое испытание двигателей семейства РД-170/171.

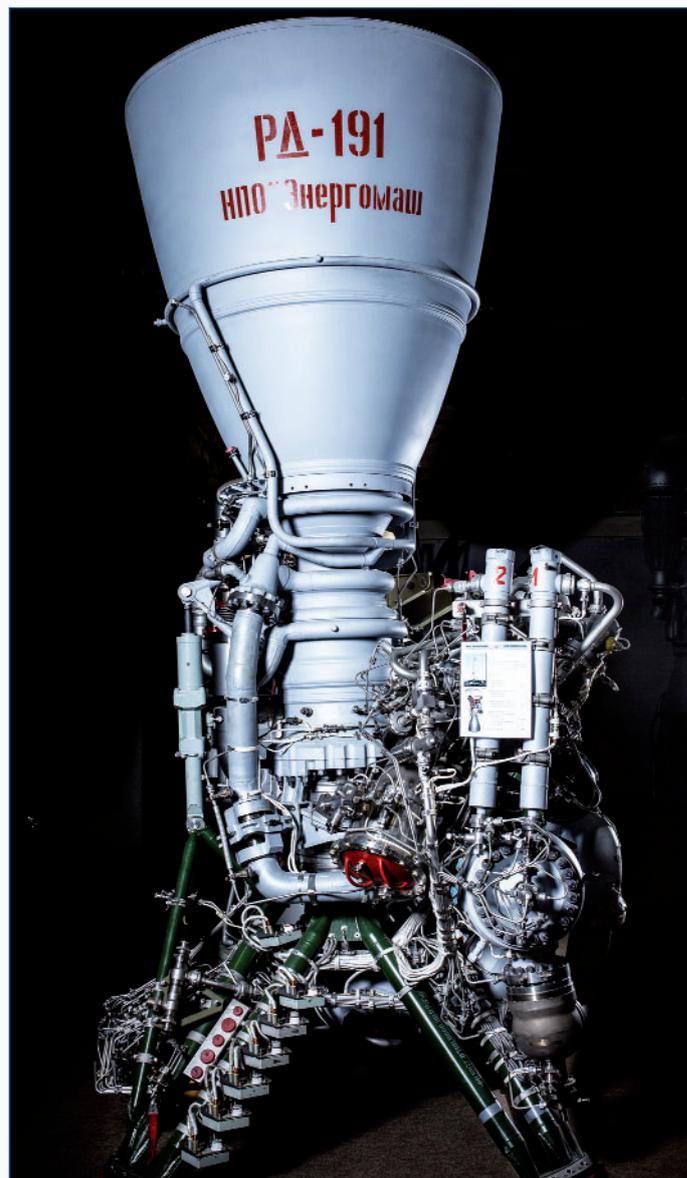
В середине 90-х годов предприятие вышло на международный рынок. В начале 1996 г. проект двухкамерного двигателя РД-180, предложенный НПО Энергомаш, был признан победителем конкурса на разработку и поставку двигателя первой ступени для модернизированной РН "Атлас" американской компании Локхид



RD-180

Мартин. Первый полет американской РН "Атлас III" с российским двигателем РД-180 состоялся 24 мая 2000 года, а первый пуск РН "Атлас V" также с двигателем РД-180 - 21 августа 2002 года. В США поставлено более 120 товарных ЖРД, успешно осуществлено 107 пусков РН "Атлас" с РД-180. Это уникальный пример закупки российской высокотехнологичной продукции американскими компаниями. Двигатель РД-180 был сертифицирован в США для пилотируемого использования и впервые в нашей истории кислородно-керосиновый ЖРД семейства РД-170/171 с дожиганием окислительного газа успешно отработал в запуске КК Starliner компании Boeing с астронавтами. Российская Федерация имеет все права на использование этого ЖРД в российских национальных программах.

Разработка кислородно-керосинового ЖРД РД-191 началась в АО "НПО Энергомаш" в конце 1998 г.



RD-191

Этот двигатель предназначен для унифицированного разгонного модуля первой ступени (УРМ-1) нового семейства российских РН "Ангара". В мае 2001 г. собран первый доводочный двигатель РД-191. Первое огневое испытание двигателя РД-191 проведено в июле 2001 г. Осенью 2009 г. успешно проведено три огневых испытания РД-191 в составе УРМ-1 - первой ступени РН "Ангара" в НИЦ РКП (Пересвет, Московская обл.). В мае 2011 года подписан Акт МВК об успешном завершении наземной отработки двигателя РД-191. Прототип двигателя РД-191 работал без замечаний в трех пусках южнокорейской РН КСЛВ-1. В 2014 г. были успешно выпол-

нены первые пуски РН "Ангара 2.1" легкого класса и РН "Ангара 5" тяжелого класса с РД-191. 11 апреля 2024 г. состоялся первый пуск РН "Ангара А5" с космодрома "Восточный".

На базе ЖРД РД-191 в НПО Энергомаш по заказу компании "Орбитал АТК" в очень короткие сроки был разработан и сертифицирован ЖРД РД-181. Контракт был заключен в декабре 2014 г., а уже в мае 2015 г. завершена сертификация ЖРД, с поставкой первых товарных двигателей в июне 2015 г. Успешно выполнено 13 полетов американских РН "Антарес 230" для вывода грузового корабля Cygnus к МКС. Напомним, что на первой ступени этой РН работало по два ЖРД РД-181 НПО Энергомаш.

Сегодня АО "НПО Энергомаш" является активным игроком на рынке космических услуг. Идет изготовление ЖРД РД-191 по контракту с ГКНПЦ им. Хруничева, выполняются огневые испытания ЖРД и автономные испытания узлов и агрегатов перспективных двигателей, ведутся научно-исследовательские работы по освоению новых технологий проектирования и изготовления ЖРД.

В настоящее время идут работы по созданию новой РН "Иртыш" ("Союз 5") среднего класса с использованием на первой ступени ЖРД РД-171МВ. Это модификация ЖРД РД-171М, усовершенствованная под требования использования в РН "Союз 5". Впервые конструкторская и технологическая документация двигателя были разработаны в цифровом формате. Уже в 2019 г. проведены первые огневые испытания ЖРД. В середине 2022 года завершен цикл наземной отработки двигателя, включая огневые испытания и завершающие доводочные испытания. КД и ТД присвоена литера О. В настоящее время идет изготовление первых ЖРД для лётных испытаний.

Семейство кислородно-керосиновых ЖРД разработки НПО Энергомаш, созданных на основе двигателя РД-170, охватывает диапазон тяг от 80 до 1000 тс, что позволяет в минимальные сроки и с наименьшими затратами удовлетворить потребности разработчиков любых перспективных РН: от легких до супертяжелых. Это семейство обеспечивает максимально возможную унификацию технических решений, материалов, производственных процессов и высоких эксплуатационных качеств, что позволяет совершенствовать двигатели семейства в едином русле, минимизируя издержки и обеспечивая высокое качество и надежность.

Примером этого подхода является разработка РД-191М. Этот двигатель представляет собой форсированную на 10 % версию ЖРД РД-191 и предназначен для повышения грузоподъемности РН "Ангара", а также запусков нового ПТК "Орёл" с космодрома "Восточный". Несмотря на заимствование большинства агрегатов с прототипа некоторые узлы подверглись значительной доработке для обеспечения требуемых характеристик. Первые пуски РН "Ангара А-5М" с двигателем РД-191М запланированы на 2027 год.

По программе технического перевооружения производства АО "НПО Энергомаш" ведётся активная модернизация всей инженерно-технологической инфраструктуры. Предприятие планомерно осуществляет переход на новые технологии, которые обеспечивают снижение трудоёмкости и сокращение циклов изготовления нашей продукции. Ставка сделана на станки с программным управлением, многокоординатные обрабатывающие центры, объединение их в единые комплексы, внедрение новых современных технологий и материалов.

В рамках комплексного внедрения аддитивных технологий предприятие осуществляет перепроектирование деталей и сборочных единиц двигателя РД-191М под изготовление новым методом 3D-печати. В рамках этой работы ведётся создание новейшего оборудования, позволяющего выращивать детали значительных габаритных размеров, пересматриваются подходы к номенклатуре применяемых материалов. Все эти мероприятия в комплексе с оптимизацией техпроцессов и маршрутов позволяют сократить цикл и трудоёмкость изготовления двигателя, а разработанные решения распространить на другие двигатели этого семейства ЖРД и даже на двигатели предприятий интегрированной структуры ракетного двигателестроения.



Старт РН "Ангара А5" с космодрома "Восточный" 11 апреля 2024 г.

Осуществляется реконструкция стендовой базы, которая заключается как в обновлении парка испытательного оборудования, так и в автоматизации управления проведением испытаний и обработки их результатов.

Большое внимание в НПО Энергомаш уделяется обеспечению качества продукции. Для этого действует современная сертифицированная система менеджмента качества, организована постоянная работа с поставщиками материалов и комплектующих, проводится авторское сопровождение серийного изготовления продукции на других предприятиях (Самара, Пермь, Омск). В НПО внедряется система контроля качества на основе современных IT-технологий. Используется электронная база данных, отражающая данные производственной сопроводительной документации. Ведется работа по распространению такой системы на все двигатели НПО Энергомаш.

Однако, все выше перечисленные инновационные преобразования были бы неэффективны без наличия высокопрофессиональных, владеющих современными технологиями, кадров.

Обеспечение смены поколений, повышение уровня профессиональной подготовки специалистов предприятия - одно из важнейших направлений деятельности НПО. В рамках подписанных договоров о сотрудничестве, на предприятии ведётся активная работа по углублению взаимодействия с ведущими космическими вузами страны: Московским авиационным институтом и МГУ им. Н.Э. Баумана. НПО Энергомаш предоставляет свою богатую технологическую, испытательную и конструкторскую базу для участия в учебном процессе. Создан учебный центр, оснащенный графическими станциями, позволяющими работать в новых 3D конфигурациях, собраны уникальные экспонаты, по которым можно практически изучать развитие проектирования ЖРД.

В общем количестве новых сотрудников, принятых на Энергомаш за последние годы, существенную долю составляет молодежь. Снижился средний возраст сотрудников лет, что позволяет уверенно смотреть в завтрашний день. Однако, омоложение кадрового состава предприятия ставит перед руководством ряд непростых задач, таких как достойный уровень заработной платы, предоставление социальных гарантий и дотаций, медицинское обслуживание, решение жилищного вопроса. Эти острые проблемы шаг за шагом находят в НПО Энергомаш свои решения.

Подводя итоги 95-летней деятельности предприятия, можно с гордостью сказать: в НПО Энергомаш накоплен уникальный опыт создания ЖРД, применения совершенных технологий, организовано и поддерживается эффективное взаимодействие с предприятиями отрасли, научными организациями страны. Получена значительная практика внешнеэкономической деятельности. Указанные факторы являются серьёзным долговременным конкурентным преимуществом предприятия, позволяющим занимать твердые позиции на рынке космических технологий.

НПО Энергомаш, созданное В.П. Глушко, по праву находится в авангарде мировой ракетно-космической промышленности, продолжая выпуск высокосовременных ЖРД, активно разрабатывая новые конкурентноспособные решения по широкой гамме новой продукции. 

# ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

## ИССЛЕДОВАНИЕ ЛАМИНАРНОГО ПОДСЛОЯ

ФГБОУ ВО "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (МАИ):

**Юрий Михайлович Кочетков**, д.т.н., профессор  
**Николай Юрьевич Кочетков**, к.т.н., старший преподаватель  
**Мгер Каджикович Мкртчян**, аспирант

*Представлена структура пограничного слоя в сверхзвуковом потоке. Показано, что и ядро, и пристеночный слой потока являются ламинарными газодинамическими структурами. На основании известных экспериментальных фактов и математических выкладок показано, что течение вблизи стенок сдвиговое и подчиняется закону трения Ньютона. Турбулентные области в сверхзвуковом потоке отсутствуют, а ламинарный пограничный слой с изломом профиля переходит в ядро потока. Представлены аналитические выражения для ламинарного подслоя и показано, что ламинарный подслой зависит от пары параметров: вязкости потока (характеризует стенку) и скорости звука (характеризует сжимаемость потока).*

*The structure of the boundary layer in a supersonic flow is presented. It is shown that both the core and the wall layer of the flow are laminar gas dynamic structures. Based on known experimental facts and mathematical calculations, it is shown that the flow near the walls is shear and obeys Newton's law of friction. There are no turbulent regions in the supersonic flow, and the laminar boundary layer with a profile fracture passes into the core of the flow. Analytical expressions for the laminar sublayer are presented and it is shown that the laminar sublayer depends on a pair of parameters: the viscosity of the flow (characterizes the wall) and the speed of sound (characterizes the compressibility of the flow).*

Ключевые слова: турбулентность, ламинарный подслой, тензор напряжений, ротор, угловая скорость вращения потока.

Keywords: turbulence, laminar sublayer, stress tensor, rotor, angular velocity of flow rotation.

Общий анализ пограничного слоя в дозвуковых и сверхзвуковых потоках показывает, что его структура может содержать области как ламинарного, так и турбулентного режима течения. Всё зависит от параметров потока и размеров конструкции. Наиболее универсальным критерием определения режима течения является число Рейнольдса, которое построено на соотношении инерционных и вязкостных сил. Оно, как правило, сравнивается с критическим, которое определяется экспериментально. Число Рейнольдса определяет область существования турбулентного потока, которая слева ограничена критическим значением, а справа - значением числа Рейнольдса в критической точке. У сопла - это критическое сечение, где число Рейнольдса самое большое из возможных [1]. В этой же работе также показано, что значение на левой границе минимальное для турбулентности, а на правой максимальное. Самая бурлящая турбулентность реализуется на правой границе, где течение переходит в звуковое, то есть в тепловое или ламинарное. И далее на протяжении всего сверхзвукового течения оно (течение) остаётся ламинарным. Левая граница турбулентности, как правило, получается размытой до тех пор, пока не будет чётко выделен переходный участок. После чего турбулентность приобретает строгие границы.

Следует уточнить ещё раз, что под турбулентностью в данной работе, а также в предыдущих работах, понимается такой режим течения, при котором существуют вихри [2], то есть величины  $\text{rot}$  и  $\text{rot}^2$  являются конечными.

Но кроме ламинарного и турбулентного режима течения в пограничном слое всегда существует, так называемый, ламинарный вязкий подслой. Это очень тонкая область течения, находящаяся в непосредственной близости от стенки. Форма этой области зависит от свойств стенки и потока, а пара "стенка-поток" определяет её размеры.

Именно ламинарный подслой определяет все переносные процессы в устройствах: трение, теплообмен и пр.

### Анализ существующих экспериментальных данных по ламинарному подслою

Прежде, чем приступить к теоретическому аспекту исследования структуры и свойств ламинарного подслоя, представляется логичным проанализировать известные из литературы экспериментальные результаты, где целенаправленно изучалось поведение ламинарного подслоя, который образовывался при течении

сверхзвуковых потоков в соплах [3]. Так в работе Маттинга, Чепмена, Нихолма и Томаса [4] на воздухе  $\kappa = 1,4$  и гелии  $\kappa = 1,66$  исследовались профили пограничного слоя и, в частности, ламинарного подслоя. В результате опытов также были получены данные по местному трению при изменении числа Маха от 0,2 до 9,9 и числа Рейнольдса от  $2 \cdot 10^6$  до  $100 \cdot 10^6$ . Совпадение профилей скоростей, измеренных в разных газах оказалось очень хорошим (рис. 1).

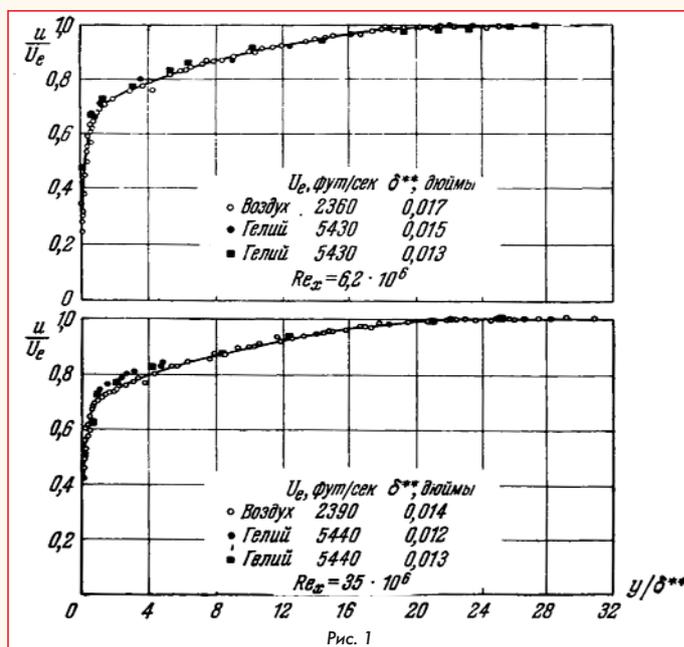
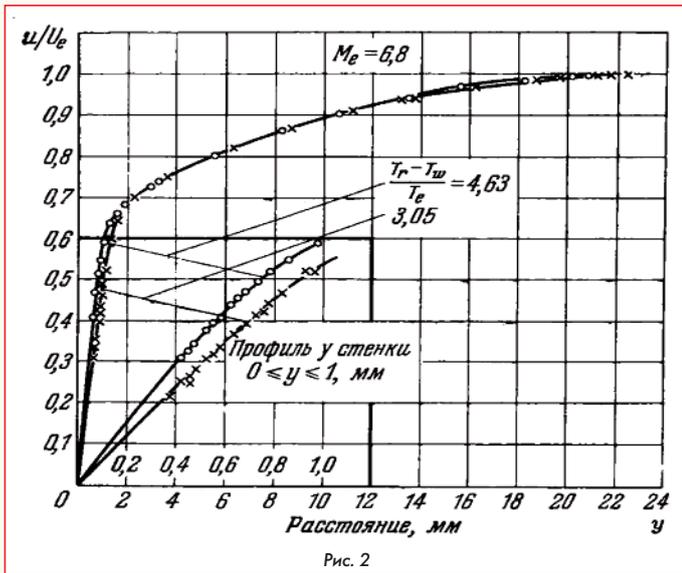


Рис. 1

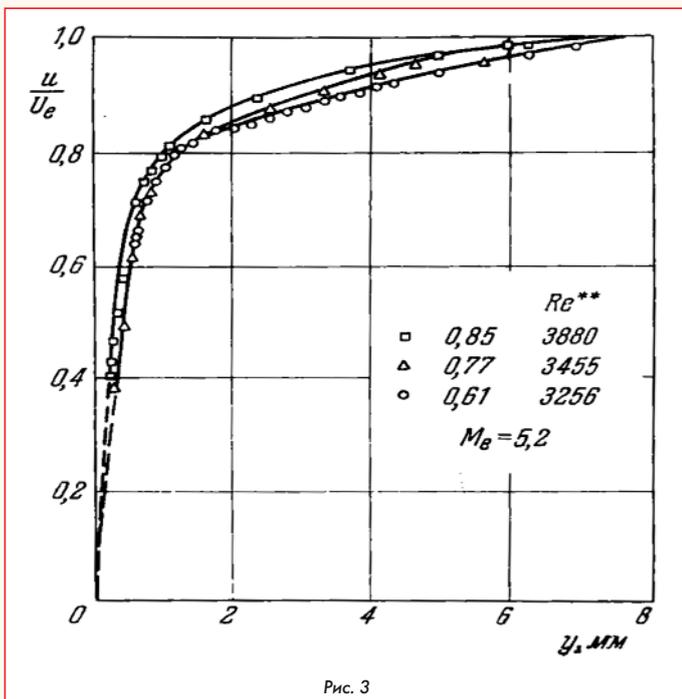
Оценка толщин по данным опыта показала, что толщина ламинарного подслоя растёт с ростом числа Маха и достигает 10% от толщины всего пограничного слоя.

Опыты Лобба, Винклера и Перша проводились вблизи стенки плоского сопла сверхзвуковой аэродинамической трубы [5]. При этом в исследуемом течении был небольшой градиент давления. Местное трение определялось по градиенту скорости вблизи стенки, а также через аналогию Рейнольдса по измерениям тепловых потоков в предыдущем сечении. На рис. 2 изображён профиль скоростей в пограничном слое при числе Маха 6,8 и двух значениях фактора теплообмена.



Как видно из рисунка, крутизна кривой в ламинарном подслое возрастает с увеличением теплообмена. После анализа результатов было установлено, что при увеличении числа Маха от 5 до 6,8 толщина ламинарного подслоя возрастает примерно в два раза и принимает значения относительно толщины пограничного слоя порядка 3...6 %.

Опыты Винклера [6] проводились на охлаждаемой плоской пластине при числе Маха 5,2 и трёх значениях температурного фактора. Было показано, что ламинарный подслоя занимает около 9 % толщины всего пограничного слоя. На рис. 3. представлен экспериментальный профиль скорости для трёх значений температурного фактора.



Из анализа представленных экспериментальных фактов следует, что во всех случаях профиль ламинарного подслоя является линейным и имеет постоянный угол наклона, что подтверждает гипотезу о постоянстве свойств пары вязкость и скорость звука, реализующихся в непосредственной близости от стенки, а их совместная комбинация определяет общее свойство - вязко-упругий параметр.

**Анализ режима течения в ламинарном подслое**

Называя исследуемую область "ламинарный подслоя", интуитивно чувствуется, что и режим течения здесь ламинарный. Формально, глядя на линейный профиль скорости поперек погранич-

ного слоя, кажется, что ротор не равен нулю. Однако, производная градиента осевой скорости по вертикальной к линиям тока координате является конечной. При этом тензор  $\partial u_i / \partial x_j$  в этой области положителен и определяет силу трения. Рассмотрим этот тензор более подробно. Для удобства представим его в общем виде и разобьём несимметричную и симметричную части следующим образом [7]:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_j} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_1}{\partial x_1} & \frac{\partial u_1}{\partial x_2} & \frac{\partial u_1}{\partial x_3} \\ \frac{\partial u_2}{\partial x_1} & \frac{\partial u_2}{\partial x_2} & \frac{\partial u_2}{\partial x_3} \\ \frac{\partial u_3}{\partial x_1} & \frac{\partial u_3}{\partial x_2} & \frac{\partial u_3}{\partial x_3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_1}{\partial x_1} & \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_1}{\partial x_2} + \frac{\partial u_2}{\partial x_1} \right) & \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_1}{\partial x_3} + \frac{\partial u_3}{\partial x_1} \right) \\ \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_1}{\partial x_2} + \frac{\partial u_2}{\partial x_1} \right) & \frac{\partial u_2}{\partial x_2} & \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_2}{\partial x_3} + \frac{\partial u_3}{\partial x_2} \right) \\ \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_1}{\partial x_3} + \frac{\partial u_3}{\partial x_1} \right) & \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_2}{\partial x_3} + \frac{\partial u_3}{\partial x_2} \right) & \frac{\partial u_3}{\partial x_3} \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_2}{\partial x_1} - \frac{\partial u_1}{\partial x_2} \right) & \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_1}{\partial x_3} - \frac{\partial u_3}{\partial x_1} \right) \\ -\frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_1}{\partial x_2} - \frac{\partial u_2}{\partial x_1} \right) & 0 & \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_1}{\partial x_3} + \frac{\partial u_3}{\partial x_1} \right) \\ \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_1}{\partial x_3} + \frac{\partial u_3}{\partial x_1} \right) & -\frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_2}{\partial x_3} + \frac{\partial u_3}{\partial x_2} \right) & 0 \end{bmatrix}$$

Физический смысл этого разбиения тензора скорости деформации можно понять следующим образом: антисимметричная часть содержит, по существу, три компоненты:

$$\frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_3}{\partial x_2} - \frac{\partial u_2}{\partial x_3} \right), \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_1}{\partial x_3} - \frac{\partial u_3}{\partial x_1} \right), \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_2}{\partial x_1} - \frac{\partial u_1}{\partial x_2} \right),$$

которые представляют из себя угловые скорости вращения элемента жидкости относительно осей, проходящих через центр элемента и параллельных трём осям координат. Очевидно, что такие вращательные движения не деформируют элементы жидкости. Поэтому все напряжения должны определяться симметричной частью тензора:

$$\frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_3}{\partial x_2} + \frac{\partial u_2}{\partial x_3} \right), \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_1}{\partial x_3} + \frac{\partial u_3}{\partial x_1} \right), \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_2}{\partial x_1} + \frac{\partial u_1}{\partial x_2} \right),$$

и должны представлять собой скорости деформации сдвига. Тогда формула запишется в виде тензора:

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_j} = \varepsilon_{ij} + \omega_{ij}$$

Не трудно видеть, что в нашей ситуации антисимметричная часть тензора  $\omega_{ij}$  равна нулю, так как все её члены при перекрёстном перемножении по правилу Саррюса [8] будут равны нулю. Симметричная  $\varepsilon_{ij}$  не будет равна нулю, то есть деформация сдвига остаётся. Получился понятный результат. В области ламинарного подслоя вращение отсутствует, а течение определяется сдвиговыми деформациями. Поэтому течение в этой области ламинарное.

Ядро сверхзвукового потока также будет ламинарным в соответствии с пятой теоремой о турбулентности [9] и будет обладать свойством гиперболичности до тех пор, пока число Маха не станет равным единице. Граница  $M = 1$ , проходящая вдоль стенки, разделяет сверхзвуковые и дозвуковые потоки, находящиеся в непосредственной близости от стенки. Эта линия фактически является границей ламинарного подслоя. Другими словами, если и есть какая-то область между ламинарным подслоем и сверхзвуковым ядром, то она бесконечно малая и сосредоточена вблизи числа Маха равного единице. Тогда в этой области скорости будут очень близки к звуковым или, что-то же самое, к тепловым и воображаемая турбулентность переродится в ламинарность. В соот-

ветствии с гипотезой А.Н. Колмогорова (например [10]) масштаб предельного вихря становится равным отношению кинематической вязкости к скорости звука  $v/a_{кр}$ , а вихри диссипируют в хаотическое тепловое движение. Ламинарный подслой будет наполнен молекулами газа или жидкости, совершающими хаотические движения. Течение в ламинарном подслое будет соответствовать закону ламинарного движения Ньютона.

**Анализ ламинарного уравнения в области вязкого подслоя**

Для анализа ламинарного подслоя воспользуемся ламинарным уравнением [11] для стационарных условий:

$$\rho \vec{V} \text{grad} \vec{V} = - \text{grad} \left( P + \frac{4}{3} \frac{v}{a^2} \vec{V} \text{grad} P \right).$$

Преобразуем, выделяя производные:

$$\rho \vec{V} \frac{d\vec{V}}{dn} = - \frac{dP}{dn} - \text{grad} \left( \frac{4}{3} \frac{v}{a^2} \vec{V} \text{grad} P \right).$$

Далее подставляем:

$$\rho \frac{d\frac{\vec{V}^2}{2}}{dn} = - \frac{dP}{dn} - \text{grad} \left( \frac{4}{3} \frac{v}{a^2} \vec{V} \text{grad} P \right).$$

Или, воспользовавшись преобразованием Лежандра, получим:

$$\frac{d\rho \frac{\vec{V}^2}{2}}{dn} - \frac{\vec{V}^2}{2} \frac{d\rho}{dn} = - \frac{dP}{dn} - \text{grad} \frac{4}{3} \frac{v}{a^2} \vec{V} \text{grad} P.$$

Применяем уравнение Бернулли и сокращаем члены:

$$- \frac{dP}{dn} - \frac{\vec{V}^2}{2} \frac{d\rho}{dn} = - \frac{dP}{dn} - \text{grad} \frac{4}{3} \frac{v}{a^2} \vec{V} \text{grad} P.$$

Преобразуем относительно давления:

$$\frac{\vec{V}^2}{2} \text{grad} \rho = \text{grad} \frac{4}{3} \frac{v}{a^2} \vec{V} \text{grad} P,$$

$$\frac{\vec{V}^2}{2a^2} \text{grad} P = \text{grad} \frac{4}{3} \frac{v}{a^2} \vec{V} \text{grad} P,$$

$$\frac{M^2}{2} \text{grad} P = \text{grad} \frac{4}{3} \frac{v}{a^2} \vec{V} \text{grad} P.$$

При  $M = 1$ , что находится на границе ламинарного подслоя:

$$\text{grad} P = \text{grad} \frac{8}{3} \frac{v}{a^2} \vec{V} \text{grad} P.$$

Получаем:

$$P = \frac{8}{3} \frac{v}{a^2} \vec{V} \text{grad} P.$$

Так как скорость на стенке отсутствует, то полное давление около стенки равно статическому. Давление на границе ламинарного подслоя равно критическому. Полученное выражение:

$$P = \frac{8}{3} \frac{vM}{a} \cdot \frac{dP}{dn}.$$

при  $M = 1$  дает:

$$dn = \frac{8}{3} \frac{v}{a} \cdot d \ln P.$$

Интегрируя левую и правую части, получаем

$$\begin{aligned} \delta_{nn} &= \int dn = \frac{8}{3} \frac{v}{a} \int_{\ln P_w}^{\ln P_{nn}} d \ln P = \frac{8}{3} \frac{v}{a} (\ln P_{nn} - \ln P_w) = \frac{8}{3} \frac{v}{a_{кр}} \ln \frac{P_{nn}}{P_w} = \\ &= \frac{8}{3} \frac{v}{a_{кр}} \ln \frac{P_{кр}}{P_0} = \frac{8}{3} \frac{v}{a_{кр}} \cdot |\ln \pi_{кр}|. \end{aligned}$$

Здесь  $\delta_{nn}$  - толщина ламинарного подслоя;  $\pi_{кр}$  - критический перепад давления, который реализуется поперек ламинарного подслоя:

$$\pi_{кр} = \frac{P_{кр}}{P_0} = \left( \frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}.$$

Формулу для толщины ламинарного подслоя можно упростить:

$$\delta_{nn} = \frac{8}{3} \frac{v}{a_{кр}} \frac{2\kappa}{\kappa-1} \cdot \left| \ln \frac{1}{\kappa+1} \right| = \frac{16 \cdot \kappa \cdot v}{3 \cdot a_{кр} \cdot (\kappa-1)} \cdot \left| \ln \frac{1}{\kappa+1} \right|.$$

Анализ полученной формулы показывает, что толщина ламинарного подслоя имеет порядок отношения коэффициента кинематической вязкости к скорости звука в критическом сечении, что соответствует масштабу турбулентности Колмогорова. По-видимому, это не случайно, так как отсутствие вихрей внутри ламинарного подслоя и непосредственное его расположение на границе перехода сверхзвуковой области в дозвуковую, говорит о переходе вихревого движения в тепловое.

При профилировании сверхзвуковых сопел необходимо учитывать влияние ламинарного подслоя на расход, протекающий через них. Для этого вводят интегральную характеристику пограничного слоя, которая называется толщиной вытеснения [12]:

$$\delta_{nn}^* = \int_0^{\delta_{nn}} \left( 1 - \frac{\rho u}{\rho_{nn} u_{nn}} \right) dy.$$

Физический смысл толщины вытеснения состоит в уменьшении расхода жидкости, протекающей сквозь ламинарный подслой вдоль поверхности сопла.

Толщину ламинарного подслоя можно эффективно использовать при расчете конвективного теплообмена. При этом, зная число Нуссельта [12]:

$$Nu = \frac{\alpha \delta_{nn}}{\lambda} = 2,$$

получим значение коэффициента теплообмена газа со стенкой:

$$\alpha = \frac{2\lambda}{\delta_{nn}}.$$

Тогда тепло, подводимое к стенке, определится как:

$$q = \frac{2\lambda}{\delta_{nn}} (T_{nn} - T_w),$$

где  $T_{nn} = \tau_{кр} \cdot T_{кр} = (2/(\kappa+1)) \cdot T_{кр}$ , а  $T_{кр}$  и  $T_w$  - температуры в камере и на стенке. □

**Перечень источников**

1. Ю.М. Кочетков. Турбулентность сверхзвуковых течений. Памяти Гилевича // Двигатель. 2013. № 2.
2. Ю.М. Кочетков, О.М. Подымова, Н.Ю. Кочетков. Инженерный метод расчёта химически неравновесных процессов // Вестник машиностроения. 2022. № 6.
3. Ю.В. Лапин. Турбулентный пограничный слой сверхзвуковых потоках газа. М.: Наука, 1970.
4. Matting F.W., Chapman D.R., Nyholm J.R., Thomas A.G. Turbulent skin-friction at high Mach numbers and Reynolds numbers in air and helium, NASA TR, № 82 (1961).
5. Lobb R.K., Winkler E.M., Persch J., Experimental investigations of turbulent boundary layers in hypersonic flow, Journ. Aero. Sci. 22, № 1, 1-10 (1955); русский перевод: Вопр. ракетн. техн., № 5, ИЛ, 1955.
6. Winkler E.M., Investigation of flat plate hypersonic turbulent boundary layers with heat transfer, ARC Paper, № 856-59 (1959).
7. Цянь Сюэ-сень. Уравнения газовой динамики. Основы газовой динамики под ред. Эванса. М.: Изд. Иностранной Литературы. 1963.
8. И.Н. Бронштейн, К.А. Семендяев. Справочник по математике. М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1955.
9. Ю.М. Кочетков, Т.Н. Кравчик, О.М. Подымова. Пять теорем турбулентности и их практические приложения // Вестник машиностроения. 2019. № 7.
10. А.С. Киселёв. Явления нестационарности при течениях газа в турбинах ЖРД // Труды Энергомаш. 2008. № XXVI.
11. Ю.М. Кочетков. М.К. Мкртчян. Профилирование сверхзвуковых сопел ракетных двигателей в условиях наблюдения реальных свойств продуктов сгорания сеточно-характеристическим методом // Вестник машиностроения. 2024. № 10.
12. В.С. Авдудевский, В.К. Кошкин, Б.М. Галицейский и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1975.

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com

# ИЗГОТОВЛЕНИЕ ТРАНСФОРМАТОРОВ НАИМЕНЬШЕЙ МАССЫ

Юрий Аркадьевич Ошев, д.т.н.

*Для автономных энергоустановок различного назначения представляют несомненный интерес силовые трансформаторы наименьшей массы. При одинаковых электрофизических параметрах и конструктивных элементах трансформаторы наименьшей массы получаются на магнитопроводах с эллипсообразным поперечным сечением стержней.*

*В статье проведена сравнительная оценка эффективности минимизации массы на примере двухстержневого магнитопровода однофазного трансформатора с различными поперечными сечениями стержней: с квадратным, квадратным со скруглением прямых углов некоторым радиусом, круговым и эллипсообразным.*

*Обсуждена технология изготовления и показано, что современное технологическое оборудование позволяет успешно решать задачу производства магнитопроводов наименьшей массы и трансформаторов, собираемых на их основе.*

*For autonomous power plants of various purposes, power transformers of the lowest mass are of undoubted interest. With the same electrophysical parameters and structural elements, transformers of the lowest mass are obtained on magnetic circuits with an ellipsoid cross-section of rods. The article provides a comparative assessment of the effectiveness of mass minimization using the example of a double-rod magnetic core of a single-phase transformer with different rod cross-sections: square, square with rounded right angles with a certain radius, circular and elliptical. The manufacturing technology is discussed and it is shown that modern technological equipment makes it possible to successfully solve the problem of producing magnetic circuits of the smallest mass and transformers assembled on their basis.*

**Ключевые слова:** автономные энергоустановки, силовые трансформаторы, магнитопроводы ленточные и шихтованные, эллипсообразное и круговое поперечное сечение стержней.

**Keywords:** autonomous power plants, power transformers, ribbon and bolted magnetic circuits, ellipsoid and circular cross-section of rods.

## Введение

Минимизация массы различных устройств при их разработке или модернизации является важной задачей. Удельные характеристики на единицу массы являются одним из показателей, определяющих конкурентоспособность устройств на рынке их применения. А для задач авиации и ракетостроения масса разрабатываемых устройств подвергается жесткому анализу и регламентируется. Для целей РКТ названная задача настолько важна, что можно пойти по пути освоения новых технологий при производстве отдельных устройств.

Трансформаторы, предназначенные для работы в электрооборудовании РКТ современных и перспективных проектов [1], обладают мощностью в сотни и более киловатт. Учитывая это, а также тот факт, что самым массивным элементом трансформатора является его магнитопровод, вопросы уменьшения массы магнитопроводов и изыскание путей достижения предельных массовых удельных характеристик приобретают большое значение.

## Минимизация массы магнитопроводов

Освоение в промышленности технологии изготовления тонколистовой рулонной электротехнической стали и сплавов позволило отойти от конструкции шихтованных магнитопроводов. Изготовление магнитопроводов навивкой из тонкой ленты привело к значительному уменьшению массы магнитопроводов благодаря допустимому повышенному значению магнитной индукции и допустимой повышенной частоты тока, а также неразрезной конструкции. При этом до сих пор магнитопроводы изготавливаются в массовом количестве с квадратным или прямоугольным поперечным сечением.

Для мощных силовых трансформаторов рекомендованы цилиндрические обмотки с круговым окном для обеспечения наибольшей электродинамической прочности при коротких замыканиях в сетях и при коммутации под нагрузкой и для обеспечения, тем самым, надежности длительного функционирования. Развитие конструкций силовых магнитопроводов пошло по пути оптимизации поперечного сечения стержней магнитопровода по степени заполнения площади кругового окна обмоток "железом" магнитопровода и отхода при этом от квадратного поперечного сечения. История развития хорошо прослеживается при просмотре технических решений изобретательского уровня [2]: патенты, заявки, рефераты. Технические решения охватывают магнитопроводы с многоступенчатым поперечным сечением, вписанным в круг, собранные из колец разных диаметров и разной ширины, с круговым поперечным сечением, когда каждый слой ленты касается своими краями внешней окружности кругового сечения, и с более сложной формой. Тех-

нические решения охватывают магнитопроводы тороидальные, плоские и пространственные одностержневые, плоские двух и трёхстержневые, пространственные трёхстержневые типа "треугольник" и типа "звезда", образованные как из шихтованной стали, так и навитые из тонкой ленты.

Круговое поперечное сечение стержней одновременно с уменьшением массы магнитопровода позволяет минимизировать размеры и массу обмоток силового трансформатора, собранного на его основе.

Достижение предельных массовых удельных характеристик (на киловатт мощности трансформатора) реализуется при преобразовании кругового поперечного сечения стержней магнитопровода в более сложное. Если круг разрезать пополам и раздвинуть на некоторый размер, то получается эллипсообразное поперечное сечение стержня магнитопровода. Если круг разрезать на четыре равные части и раздвинуть на некоторые размеры по вертикальной и горизонтальной осям, то получается двойное эллипсообразное поперечное сечение стержня магнитопровода или другими словами - квадратное сечение со скруглением прямых углов некоторым радиусом.

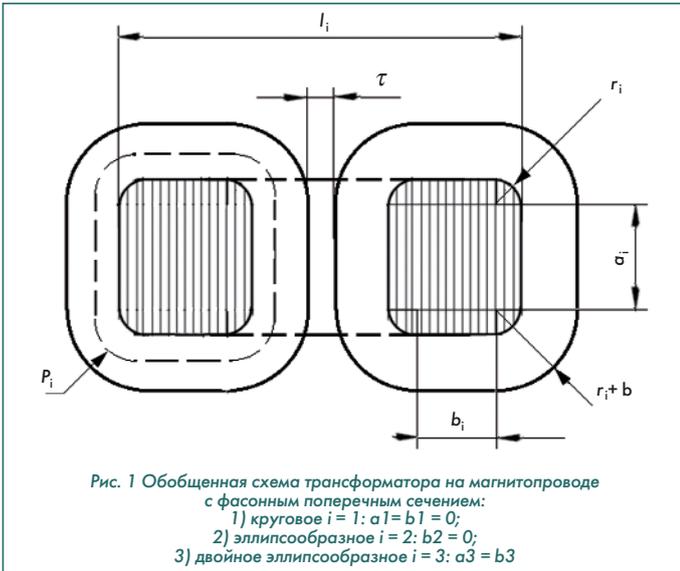
Наибольшее дополнительное уменьшение массы магнитопровода происходит путём уменьшения продольных размеров ярем магнитопровода при размещении узких обмоток на узких стержнях с эллипсообразным поперечным сечением. При этом прирост массы обмоток из-за увеличения их периметра при отходе от кругового сечения значительно отстает от уменьшения массы магнитопровода (как следует из примера в следующем разделе).

## Пример оценки эффективности минимизации массы

Проведем сравнительную оценку эффективности минимизации массы магнитопроводов с названными выше поперечными сечениями на примере двухстержневого магнитопровода однофазного трансформатора, обозначив варианты следующими индексами:  $i = 0$  - квадратное сечение;  $i = 1$  - круговое сечение;  $i = 2$  - эллипсообразное сечение;  $i = 3$  - двойное эллипсообразное сечение.

В примере двухстержневой трансформатор при электрической мощности порядка 15 кВт на частоте 1000 Гц имеет поперечное сечение магнитопровода  $S = 16 \text{ см}^2$ . Также примем толщину обмоток трансформатора равной  $b = 2 \text{ см}$ , высоту обмоток  $h = 12 \text{ см}$ , зазор между обмотками разных стержней  $\tau = 0,2 \text{ см}$ . Выбранный пример является прототипом реального работавшего трансформатора. Обобщенная схема трансформатора приведена на рис. 1.

Для квадратного поперечного сечения стержней и цилиндрических обмоток трансформатора:  $S = 16 \text{ см}^2 = e \times e = (4 \times 4) \text{ см}^2$ , радиус кругового окна обмоток  $r_0 = e\sqrt{2}/2 = 2,82 \text{ см}$ ; расстояние меж-



ду внешними краями стержней  $L_0 = 2(r_0 + b + e/2) + \tau = 15,64$  см; длина среднего витка обмотки  $\bar{P}_0 = \pi(2r_0 + b) = 23,99$  см.

Для кругового сечения:  $S = 16$  см<sup>2</sup> =  $\pi \cdot r_1^2$ ;  $r_1 = \sqrt{(S/\pi)} = 2,26$  см;  $L_1 = 2(2r_1 + b) + \tau = 13,24$  см;  $\bar{P}_1 = \pi(2r_1 + b) = 20,47$  см.

Для эллипсообразного сечения:  $S = 16$  см<sup>2</sup> =  $2 \cdot r_2 \cdot a_2 + \pi \cdot r_2^2$ ; при  $r_2 = 1,5$  см  $a_2 = (S - \pi \cdot r_2^2) / (2 \cdot r_2) = 2,98$  см;  $L_2 = 2(2 \cdot r_2 + b) + \tau = 10,2$  см;  $\bar{P}_2 = \pi(2r_2 + b) + 2 \cdot a_2 = 21,66$  см; при этом степень эллипсообразности  $\epsilon = 2 \cdot r_2 / (2r_2 + a_2) = 0,5$ .

Для двойного эллипсообразного сечения:

- при  $a_3 = b_3$ :  $S = 16$  см<sup>2</sup> =  $a_3^2 + 4a_3r_3 + \pi \cdot r_3^2$ ;

- при  $r_3 = 1,5$  см  $a_3 = -2 + \sqrt{0,86r_3^2 + S} = 1,23$  см;  $L_3 = 2(2r_3 + a_3 + b) + \tau = 12,66$  см;  $\bar{P}_3 = \pi(2r_3 + b) + 4 \cdot a_3 = 20,62$  см.

Параметр  $L_i$  представляет длину яра и пропорционален массе "железа" двух ярма магнитопровода  $2\rho_{Fe}Sli$  при наличии постоянной массы "железа" стержней магнитопровода  $2\rho_{Fe}Sh$ . Общая масса магнитопровода пропорциональна  $(L_i + h)$ .

Параметр  $\bar{P}_i$  представляет периметр обмотки по её средней линии и объём обмотки в приближении плоского слоя и пропорционален массе "меди" двух обмоток  $2\bar{p}_{Cu}bh\bar{P}_i$ , где  $\bar{p}_{Cu}$  - средняя плотность "меди" с учетом наличия межслоевой и торцевой электрической изоляции.

Таблица 1

Сводная таблица геометрических параметров

i - индекс сечения	0	1	2	3
$\bar{P}_i$ , см	23,99	20,47	21,66	20,62
$L_i$ , см	15,64	13,24	10,20	12,66
$L_i + h$ , см	27,64	25,24	22,20	24,66

Из сравнения  $(L_i + h)$  следует, что наименьшей массой "железа" обладает магнитопровод с эллипсообразным поперечным сечением. При этом коэффициенты относительной эффективности минимизации массы равны:

$K_{02}^{Fe} = (L_0 + h) / (L_2 + h) = 1,24$ ;  $K_{01} = 1,09$ ;  $K_{03} = 1,12$ ;  $K_{12} = 1,14$ ;  $K_{13} = 1,02$ ;  $K_{23} = 0,9$  ( $K_{32} = 1,11$ ).

Другими словами, магнитопроводы с фасонным поперечным сечением стержней легче магнитопровода с квадратным сечением: для эллипсообразного сечения - на 24 %, для двойного эллипсообразного - на 12 %, для кругового - на 9 %, и магнитопровод с эллипсообразным сечением легче магнитопровода с круговым сечением на 14 % и легче магнитопровода с двойным эллипсообразным сечением на 11 %.

Из сравнения  $\bar{P}_i$  следует, что наименьшей массой "меди" обладает обмотка трансформатора с круговым поперечным сечением стержней магнитопровода. При этом коэффициенты относительной эффективности минимизации массы равны:

$K_{01}^{Cu} = \bar{P}_0 / \bar{P}_1 = 1,17$ ;  $K_{02} = 1,11$ ;  $K_{03} = 1,16$ ;  $K_{12} = 0,94$  ( $K_{21} = 1,06$ );  $K_{13} = 0,99$  ( $K_{31} = 1,01$ );  $K_{23} = 1,05$ .

Другими словами, обмотки для фасонных сечений стержней

легче цилиндрических обмоток для стержней с квадратным сечением: для кругового сечения на 17 %, для двойного эллипсообразного - на 16 %, для эллипсообразного - на 11 %, и обмотка для кругового сечения легче эллипсообразного на 6 % и двойного эллипсообразного на 1 %.

Сравнительная эффективность эллипсообразных сечений между собой выявляется из оценки  $L_2^*$  при равных массах "меди"  $\bar{P}_2 = \bar{P}_3$ . В этом случае имеем:

$r_2 = 1,89$  см;  $a_2 = 1,27$  см;  $L_2^* = 11,76$  см и  $K_{32}^* = L_3 / L_2^* = 1,08$ ;  $\epsilon = 0,75$ .

Другими словами, при равных массах "меди" обмоток масса яра магнитопровода с эллипсообразным сечением стержней легче на 8 % массы яра магнитопровода с двойным эллипсообразным сечением, а в целом магнитопровод с эллипсообразным сечением легче на 4 %. По эффективности двойное эллипсообразное сечение может приблизиться к эллипсообразному при уравнивании ширины стержней  $b_3 + 2r_3 = 2r_2$ , т.е. при превращении сечения в узкий прямоугольник с скруглением прямых углов некоторым радиусом и приближаясь, тем самым, по форме к эллипсообразному поперечному сечению. При этом у двойного эллипсообразного сечения образуется меньший радиус скругления углов ( $r_3 < r_2$ ). И в этом случае эллипсообразное сечение имеет большую электродинамическую прочность обмоток и поэтому, как сообщалось ранее, большую надежность функционирования в течение заданного ресурса.

Трансформаторы на магнитопроводе с прямоугольным поперечным сечением и с шириной сечения  $2r_2$  в случае выполнения обмоток намоткой непосредственно на стержни имеют массу, сравнимую с минимальной массой магнитопровода с эллипсообразным сечением. Однако из-за значительно меньших радиусов сгиба витков обмоток на прямых углах поперечного сечения стержней магнитопровода обмотки имеют сниженную электродинамическую прочность и для мощных силовых трансформаторов не пригодны.

Оценка массы трансформаторов  $m_i$  приведена в таблице 2. При этом плотность "железа" магнитопроводов  $\rho_{Fe} = 7,87$  г/см<sup>3</sup>, плотность меди  $\rho_{Cu} = 8,92$  г/см<sup>3</sup> и, учитывая наличие межслоевой и торцевой электрической изоляции, средняя плотность "меди" обмоток трансформатора  $\bar{p}_{Cu} = 0,6\rho_{Cu} + 0,4\rho_{изол} = 6,0$  г/см<sup>3</sup>.

Таблица 2

Сводная таблица массовых параметров

i - индекс сечения	0	1	2	3
$m_i^{Fe}$ , г	6936	6356	5591	6210
$m_i^{Cu}$ , г	6909	5895	6238	5938
$m_i$ , г	13845	12251	11829	12148

Из проведенных оценок следует, что наименьшей массой обладает магнитопровод с эллипсообразным поперечным сечением  $m_2^{Fe}$  (при степени эллипсообразности 0,5), причем эффективность сохраняется и для трансформатора  $m_2$ , собранного на его основе.

Проведенная сравнительная оценка эффективности минимизации массы магнитопроводов с различными видами поперечного сечения стержней на примере одного выбранного трансформатора иллюстрирует общую эффективность магнитопроводов с эллипсообразным поперечным сечением стержней.

Дополнительно можно отметить: если обозначить габариты трансформатора как А - ширина, В - высота и С - толщина, то наименьшие размеры имеют  $A_2, B_2, C_3$  и  $C_1$ .

### Изготовление магнитопроводов и трансформаторов наименьшей массы

Для различных типов магнитопроводов (см. таблицу 3) приведены описания и параметрические зависимости в [2], связывающие координаты выкроек из тонкой электротехнической стали или сплава для изготовления магнитопроводов.

Например, ленточный трехфазный плоский магнитопровод с эллипсообразным поперечным сечением стержней (поз. 3 таблицы 3) состоит из двух одинаковых о-образных колец и одного, охватывающего их, кольца большего размера, каждое с половиной эллипсо-

образного поперечного сечения. Развертка ленты для одинаковых колец описывается параметрической зависимостью:

$$\begin{cases} x = \frac{\delta}{4\pi} \left[ \varphi^2 - \left( \frac{l_1 - 2\pi r}{\delta} \right)^2 \right], & y = \pm \left[ \frac{a}{2} + \sqrt{2hr - h^2} \right], \\ h = r + \frac{\delta\varphi - l_1}{2\pi} & \text{при } \frac{l_1 - 2\pi r}{\delta} < \varphi < \frac{l_1}{\delta}, \end{cases} \quad (1)$$

развертка ленты для большого охватывающего кольца описывается аналогичной зависимостью:

$$\begin{cases} x = \frac{\delta}{4\pi} \left[ \varphi^2 - \left( \frac{l_2 - 2\pi r}{\delta} \right)^2 \right], & y = \pm \left[ \frac{a}{2} + \sqrt{2hr - h^2} \right], \\ h = r + \frac{l_2 - \delta\varphi}{2\pi} & \text{при } \frac{l_2}{\delta} < \varphi < \frac{l_2 - 2\pi r}{\delta}, \end{cases} \quad (2)$$

где обозначено:  $x$  - длина ленты;  $y$  - ширина ленты;  $\varphi$  - параметр, отображающий приращение полярного угла, соответствующее вращению радиус-вектора при навивке магнитопровода;  $l_1$  - длина огибающей линии каждого из двух одинаковых колец;  $l_2$  - длина линии, охватывающей оба одинаковых кольца;  $r$  - радиус круговой части эллипсообразного поперечного сечения магнитопровода;  $a$  - расстояние между центрами полукруговых частей эллипсообразного поперечного сечения магнитопровода;  $\delta$  - толщина ленты с нанесенной изоляцией. Навивка охватывающего кольца может проводиться поверх двух одинаковых колец, закрепленных на специальной оправке.

Шихтованный трехфазный пространственный магнитопровод типа "звезда" (поз. 4.3 таблицы 3) состоит из трёх с-образных сегментов, сложенных из листовых плоских элементов. Параметрические зависимости, связывающие продольные и поперечные координаты выкройки листового плоского элемента с-образной формы имеют вид:

$$\begin{cases} x_{\text{внутр } 1} = \begin{cases} \frac{r - \delta i}{\sqrt{3}} & \text{при } 1 \leq i \leq \frac{r}{\delta}; \\ \frac{\delta i - r}{\sqrt{3}} & \text{при } \frac{r}{\delta} \leq i \leq \frac{2r}{\delta}; \end{cases} \\ \left. \begin{aligned} x_{\text{внутр } 2} &= (A + r) - \sqrt{\delta i(2r - \delta i)}, \\ x_{\text{внеш}} &= (A + r + a) + \sqrt{\delta i(2r - \delta i)}, \\ y_{\text{внутр}} &= \pm \frac{B}{2}, & y_{\text{внеш}} &= \pm \left( \frac{B + \pi r}{2} + a \right), \end{aligned} \right\} \text{при } 1 \leq i \leq \frac{2r}{\delta}; \end{cases} \quad (3)$$

где дополнительно обозначено:  $i = 1, 2, \dots, 2r/\delta$  - порядковый номер листового плоского элемента в поперечном сечении с-образного сегмента, собираемого последовательным их наложением;  $A$  и  $B$  - ширина и высота окна с-образного сегмента магнитопровода;  $x_{\text{внутр } 1}$ ,  $x_{\text{внутр } 2}$  и  $x_{\text{внеш}}$  - соответственно, координата внутреннего края части верхнего и нижнего ярма, координата внутреннего края окна и ширина  $i$ -го листового плоского элемента относительно оси пространственного магнитопровода;  $y_{\text{внутр}}$  и  $y_{\text{внеш}}$  - полувысота окна и полувысота каждого листового плоского элемента относительно оси симметрии. При  $a = 0$  получается круговое поперечное сечение стержней.

Отметим некоторые конструкции магнитопроводов [2]. Кольцевые ленточные магнитопроводы (поз. 1, 3 таблицы 3), составленные из одного или нескольких колец одного диаметра с квадратным или прямоугольным поперечным сечением, вложенные между двумя крайними кольцами, имеющими полукруговое поперечное сечение, образуют составное эллипсообразное сечение магнитопровода. При этом стыки между кольцами идут вдоль будущих магнитных силовых линий, не уменьшая КПД трансформатора, собранного на таком магнитопроводе, и не увеличивая тепловые потери перемагничивания при работе. Составные магнитопроводы позволяют, имея минимальный набор колец, обеспечить сборку магнитопроводов различной мощности, начиная от минимальной для двух край-

них колец с полукруговым сечением, сложенных вместе. При этом увеличивается толщина магнитопровода, кольцевые размеры не изменяются.

Среди однофазных конструкций пространственный однострержневой шихтованный магнитопровод (поз. 2 таблицы 3) обладает наименьшей массой и габаритами, поскольку вместо проходящих через окно в тороидальном блоке обмоток нескольких кольцевых сердечников с прямоугольным поперечным сечением, как у прототипа, все пространство окна занято центральным стержнем, составленным из сегментов с секторообразным поперечным сечением, с полным заполнением площади окна обмоток. При этом сохраняются все преимущества по автономному выполнению тороидального блока обмоток, так как магнитопровод может изготавливаться разрезным. Увеличивая размеры поперечного сечения центрального стержня и, при необходимости, число о-образных сегментов, можно изготовить круговой трансформатор мощностью на сотни киловатт и более. Следует отметить, что разнесённость внешних частей о-образных сегментов облегчает их охлаждение при больших мощностях трансформаторов и, соответственно, больших площадях поперечного сечения центрального стержня. Три экземпляра круговых трансформаторов могут быть использованы в трёхфазной цепи при их включении, например, по схеме "треугольник-звезда".

Представляют интерес пространственные трёхфазные магнитопроводы (поз. 4 таблицы 3). Они обладают характерным положительным свойством. Это их симметрия по магнитному полю и, как следствие, электрическая симметрия по фазам трансформатора, собранного на их основе. Круговое поперечное сечение стержней большинства этих магнитопроводов обеспечивает возможность машинного вращения каркасов обмоток на цилиндрических стержнях и облегчает изготовление высоковольтных обмоток, состоящих из тонкого провода с большим числом витков, а магнитопровод типа "звезда" имеет открытые с-образные сегменты.

Кольцевой магнитопровод из широкой ленты с круговым поперечным сечением стержней (поз. 4.2 таблицы 3) формируют из ленты, в которой перед намоткой на оправку последовательно вырезают прямоугольные окна переменной длины с постоянной шириной, а из перемычек между окнами также переменной длины складываются в процессе навивки три стержня с круговым сечением. Магнитопровод из широкой ленты представляет собой цельную прочную кольцевую бесстыковую пространственную конструкцию. При применении треугольнообразной в поперечном сечении оправки для навивки широкой ленты стержни располагаются между соответствующими угловыми частями верхнего и нижнего ярма. Такая конфигурация магнитопровода обеспечивает дополнительное уменьшение его массы.

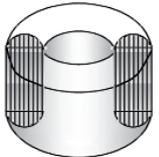
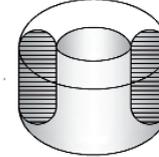
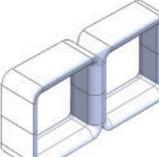
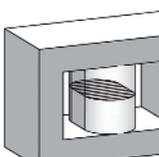
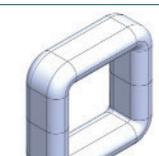
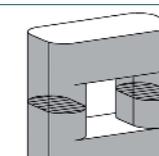
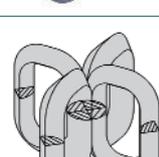
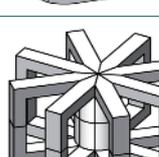
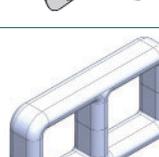
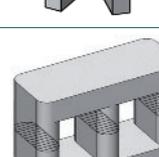
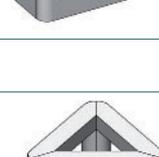
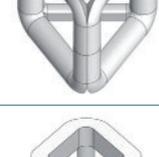
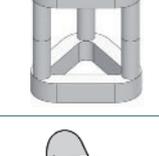
Пространственный трёхстержневой шихтованный магнитопровод типа "звезда" (поз. 4.3 таблицы 3) обладает наименьшей массой среди трёхфазных магнитопроводов. Если совместить поперечные сечения пространственных магнитопроводов типа "звезда" и типа "треугольник" (поз. 4.1 таблицы 3), имеющих круговое сечение стержней, то выявляется, что площадь сечения магнитопровода типа "звезда" заметно меньше площади сечения магнитопровода типа "треугольник" (а высоты ярма равны). Применение же эллипсообразного поперечного сечения стержней еще более уменьшает массу магнитопровода типа "звезда" вследствие предоставляемой возможности уменьшения длины верхнего и нижнего ярма каждого с-образного сегмента и сближения стержней магнитопровода к его центральной оси при размещении на них более узких эллипсообразных обмоток, имеющих меньший радиус круговых частей поперечного сечения.

Современное производственное оборудование позволяет решать технологическую задачу изготовления магнитопроводов с фасонным поперечным сечением стержней (общие типовые приемы обработки электротехнического материала при изготовлении магнитопроводов из дальнейшего рассмотрения опущены).

Изготовление ленточных магнитопроводов происходит следующим образом. Фасонную резку ленты и навивку магнитопровода осуществляют одновременно в одном устройстве. При необхо-

Магнитопроводы с эллипсообразным и круговым поперечным сечением стержней

Таблица 3

№	Тип магнитопровода	Вид ленточного магнитопровода	Вид шихтованного магнитопровода
1	Однофазный плоский		
1.1	Кольцевой тороидальный		 *
1.2	Одностержневой		 *
1.3	Двухстержневой	 *	 *
2	Однофазный пространственный одностержневой		
3	Трёхфазный плоский	 *	 *
4	Трёхфазный пространственный		
4.1	Типа "треугольник"		
4.2	Типа "треугольник" из широкой ленты		
4.3	Типа "звезда"		

\* - описаны также конструкции магнитопроводов с двойным эллипсообразным поперечным сечением стержней.

димости ленту при навивке сращивают точечной сваркой. Например, для о-образного кольца (1) начальное значение параметра  $\varphi$  равно  $(l_1 - 2\pi r)/\delta$ . Каждый оборот оправки увеличивает  $\varphi$  на значение  $2\pi$ . С выбранным шагом фасонной резки  $\Delta x$  вычисляют текущее значение  $\varphi$  и соответствующее ему значение ширины

ленты ( $\pm u$ ) для поперечного перемещения режущего инструмента. После навивки ленту магнитпровода закрепляют точечной сваркой и отрезают, на стержни накладывают охватывающий бандаж.

Для фасонной резки ленты применимы промышленные волоконные лазеры [3, 4], входящие в оборудование лазерных станков с ЧПУ для резки листового материала, производимых, например, Научно-производственной компанией "Рapid", применимо также оборудование лазерных станков с ЧПУ, например, фирм Bodor, Trumpf, CNC Technology, MC Lazer, OREE Lazer и др. (описания доступны в Интернете: поиск по названию фирмы и рубрике - лазерные станки с ЧПУ).

Составные однофазные магнитопроводы для образования в сборке трёхфазных трансформаторов требуют для изготовления один режущий лазер при непрерывной фасонной резке одного края ленты.

В таком же непрерывном режиме может производиться вырезка окон в широкой исходной ленте при изготовлении трехфазного пространственного магнитопровода из широкой ленты при организации перемещения одного режущего лазера по периметру вырезаемого окна в непрерывно движущейся при наматывании на оправку магнитопровода ленте.

Достигнутая точность позиционирования режущих лазеров на станках с ЧПУ (предельная  $\pm 5$  мкм [3]) позволяет организовать для остальных конфигураций магнитопровода двустороннюю шагово-непрерывную резку ленты одним режущим лазером: резка одного края ленты на длине одного шага, затем резка другого края ленты на длине того же шага, протяжка ленты на один шаг с навивкой на оправку, и повторение шагов до окончания изготовления магнитопровода.

Применение двух режущих лазеров с ЧПУ позволяет реализовать режим непрерывной резки и навивки ленточного магнитопровода с любым фасонным поперечным сечением.

Следует отметить, что для изготовления большинства ленточных магнитопроводов могут быть, при необходимости, привлечены обычные дисковые режущие элементы, поскольку уклон краев ленты фасонной развертки для навивки магнитопровода мал [5].

Изготовление шихтованных магнитопроводов мощных трансформаторов предполагает вырезку листовых плоских элементов, которая уже практикуется на лазерных станках с ЧПУ для раскроя тонколистовой и электротехнической стали [4]. Доработка программного обеспечения позволяет производить вырезку каждого листового плоского элемента по параметрической зависимости при возрастании его порядкового номера. Сборку магнитопровода (или его сегмента) проводят наложением листовых плоских элементов друг на друга, при этом второй опорной поверхностью служит образующая внешняя плоскость верхнего или нижнего ярма. Для многих магнитопроводов в начале и в конце сборки ширина листового плоского элемента в области круговой части стержня близка к нулю. Поэтому сборку начинают и заканчивают на минимальном технологическом размере ширины листового плоского элемента в области стержня, например 10 мм. Аналогичная ситуация возникает и при навивке ленточных магнитопроводов.

Возможно применение упрощенного способа изготовления шихтованных магнитопроводов без применения программного обеспечения с расчетами параметрических зависимостей. Для этого составляются эмпирическая последовательность параметров листовых плоских элементов, взятых с чертежа магнитопровода с некоторым выбранным шагом группирования листовых плоских элементов по порядковому номерам.

Следует отметить, что многие шихтованные магнитопроводы

можно собирать, привлекая обычные гильотинные ножницы и используя составные листовые плоские элементы и группируя их в пакеты выбранной толщины и одного размера выкройки.

Возможно изготовление магнитопроводов из полосы электро-технического сплава, обладающего более высокими электрофизическими свойствами. Применение полос с шириной промышленных рулонов тонкой ленты сплава позволяет значительно повысить предельную мощность трансформаторов до сотен киловатт и более, затребованных уровней мощности космических энергоустановок.

При необходимости, возможно изготовление разрезных конструкций. Готовый магнитопровод замоноличивают пропиткой викинтотом или компаундом и разрезают по области стержней, поверхности разреза шлифуют. Возможно изготовление половинных листовых плоских элементов с применением выкроек для односторонней полувысоты листовых плоских элементов (в параметрической зависимости (3) для  $(\gamma)$  это один знак: или плюс, или минус). После сборки с электрическими обмотками половинки магнитопровода стягивают и фиксируют.

Однако достоинствами неразрезных магнитопроводов являются более высокий КПД, уменьшение тепловых потерь, нагружающих систему термостабилизации космического аппарата, и обладание несущей прочностью и жесткостью конструкции, позволяющей устанавливать трансформаторы более простыми способами и менее массивными крепежными элементами. Изготовление обмоток трансформаторов на кольцевых неразрезных магнитопроводах освоено в промышленности и может быть реализовано на всех трехфазных пространственных магнитопроводах. Также возможно применение машинного вращения каркасов обмоток на цилиндрических стержнях магнитопроводов.

**Заключение**

1. Рассмотрен процесс минимизации массы магнитопроводов трансформаторов различной конфигурации с обеспечением надежности их длительного функционирования.

2. Проведено сравнение эффективности минимизации массы магнитопроводов с различными видами поперечного сечения стержней на примере однофазного двухстержневого трансформатора.

3. Наименьшей массой обладает магнитопровод с эллипсообразным поперечным сечением стержней при степени эллипсообразности 0,5, причем эффективность сохраняется и для трансформатора, собранного на его основе.

4. Рассмотрены варианты технологии изготовления ленточных и шихтованных магнитопроводов с различными видами поперечного сечения и трансформаторов наименьшей массы, собираемых на их основе.

5. Современное технологическое оборудование для лазерной резки позволяет изготавливать ленточные и шихтованные магнитопроводы с фасонным поперечным сечением стержней; во многих случаях возможно использование классических устройств дисковой и гильотинной резки тонколистового материала; возможно применение упрощенного способа изготовления шихтованных магнитопроводов по эмпирическим последовательностям параметров.

6. Применение магнитопроводов, изготавливаемых из ленты и полос с шириной промышленных поставочных рулонов тонкой ленты сплава, открывает пути для изготовления трансформаторов мощностью до сотен киловатт и более.

**Список источников**

1. Коротеев А.С. и др. Ядерная энергодвигательная установка космического аппарата // Известия РАН, Энергетика. 2015, № 5. С. 45 - 49.
2. Сердечники трансформаторов, изготовленные из листов - класс H01F 3/02, изготовленные из полос или лент - класс H01F 3/04; конструктивные элементы трансформаторов, изготовленные из листов - класс H01F 27/245, изготовленные из полос или лент - H01F 27/25 // Интернет, Федеральный институт промышленной собственности (ФИПС), открытые реестры, Международная патентная классификация (МПК) 2023// Изобретения. Полезные модели. Официальный бюллетень федеральной службы по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам / Роспатент, 2000 - 2023 гг.
3. НТО "ИРЭ - Полюс". Промышленные волоконные лазеры. Лазерные системы // Фотоника. 2018. т. 12, № 7. С. 650 - 651.
4. ООО Научно-производственная компания "Рapid". Лазерные станки с волоконными лазерами JРG малой мощности для раскроя тонколистовой и электротехнической стали // Фотоника. 2018. т. 12, № 7. С. 659.
5. Ошев Ю.А. Кольцевой ленточный магнитопровод с эллипсообразным поперечным сечением // Электротехника. 2021. № 1. С. 50 - 54.

Примечание: в статье использованы материалы патентов Российской Федерации:  
 - 2 714 446, 2 714 448, 2 714 676, 2 716 212, 2 753 190, 2 770 461, 2 796 472, 2 829 202, 2 831 486, 2 831 579, 2 831 831;  
 - заявки 2022 131 718;  
 - авторские свидетельства СССР: 668 018, 734 821.

Автор выражает признательность профессору доктору технических наук А.В. Семёнкину за обсуждение и поддержку при разработке материалов, вошедших в статью, а также Ф.Х. Валиуллину, Д.И. Андрианову, Е.Н. Кирышину, Ю.Н. Максимову за помощь в оформлении статьи.

Связь с автором: +79194610464

**ИНФОРМАЦИЯ. Магнитная мышца**

Ученые из Ульсанского национально-го университета науки и технологии в Южной Корее разработали гибкий магнитный материал для создания роботизированной руки. Магнитная мышца из этого материала способна поднимать вес, в 1000 раз превышающий её собственный, при сжатии это соотношение возрастает до 3690. Материал обеспечивает широкий диапазон жёсткости и высокую несущую способность. Так, жёсткость между двумя состояниями увеличивается в 2 700 раз, а модуль Юнга при этом изменяется в диапазоне от 110 кПа до 297 МПа. В этом материале использован полимер с памятью формы в сочетании с магнитными частицами. Разработка направлена на создание роботов из гибких материалов, способных имитировать подвижность живых организмов, а также для применения в биомедицине.

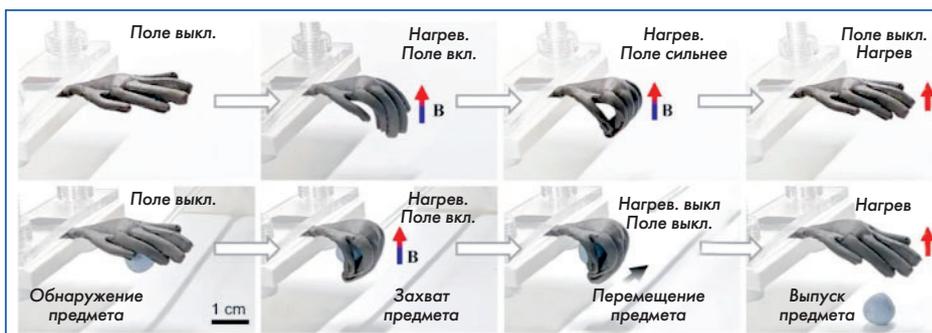
Изменение состояния материала происходит при изменении подводимого тепла и магнитного поля. Мышца может манипу-

лировать предметами под воздействием внешнего магнитного поля и способна выполнять различные управляемые движения: растяжение, сжатие, сгибание и скручивание. Она может удлиняться до 800 % от своей первоначальной длины.

Мышца размягчается под воздействием тепла, деформируясь в зависимости от потребностей: растяжение, сжатие или скручивание. Его действия точно контролируются магнитным полем. Чтобы сохранить

деформированное положение, мышцу достаточно охладить до комнатной температуры. Возврат к исходному состоянию также достигается путём нагрева без магнитного поля, благодаря свойствам памяти формы.

Новая технология имеет преимущество перед силиконом, имеющий механические ограничения из-за низкой несущей способности, и перед пневматическими системами, у которых ограниченный диапазон жесткости.



# МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

## ВВЕДЕНИЕ В ТЕОРИЮ ВЫСОКОЧАСТОТНОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ЖРД И ГАЗОГЕНЕРАТОРАХ

Александр Иванович Бажанов, академик МИА

Николай Юрьевич Кочетков, к.т.н., старший преподаватель ФГБОУ ВО "МАИ (НИУ)"

Анатолий Алексеевич Сперанский, вице-президент РИА, DExpert ISCED, академик РИА и МИА

*В работе представлен анализ достижений по ВЧ устойчивости, предвосхищающий разработку самой теории. Рассмотрены первые основополагающие опыты Рийке и Босша-Рисса. Описано открытие автоколебаний – фундаментального понятия механики сплошных сред. Представлены достижения наших современников конца прошлого века. The paper presents an analysis of achievements in HF sustainability, anticipating the development of the theory itself. The first fundamental experiments of Rijke and Bossch-Riess are considered. The discovery of self-oscillations, a fundamental concept of continuum mechanics, is described. The achievements of our contemporaries at the end of the last century are presented.*

**Ключевые слова:** автоколебания, высокочастотная неустойчивость, опыты Рийке, ЖРД, газогенератор.

**Keywords:** self-oscillations, high-frequency instability, Rijke experiments, liquid propellant, gas generator.

Проблема высокочастотной неустойчивости является важнейшим разделом механики сплошных сред. Главнейшей из них при проектировании камер сгорания и газогенераторов ЖРД является проблема проектирования и разработки двигателей, работающих в устойчивом режиме и не подверженных именно высокочастотной (ВЧ) неустойчивости. Низкочастотная (НЧ) неустойчивость с частотой порядка 10 Гц вызывается, как правило, особенностями конструкции арматуры, и борьба с ней не является большой проблемой. В отличие от ВЧ акустической неустойчивости (~1000 Гц) эта проблема является технической конструктивной. Проблемы, связанные с ВЧ неустойчивостью, являются физическими и зависят от процессов внутри камеры (горение, теплообмен, течение продуктов сгорания). Важную роль играет турбулентность, которая в конечном итоге и является причиной возникновения акустических колебаний и ВЧ неустойчивости, приводящей к разрушению конструкций (рис. 1, 2).

Прогноз данного процесса, а именно возникновение и развития ВЧ колебаний, представляется весьма сложным и даже по отдельным авторитетным высказываниям невозможным в силу низкой разработанности определяющих смежных дисциплин, таких как турбулентность, смесеобразование, горение и, собственно, термодинамика реальных газов. Так, например, в фундаментальном издании под редакцией Д.Т. Харрье и Р.Г. Рирдона [1], где собраны

все на тот период эксперименты, теории и методики, и где авторами являются девяносто известных и авторитетных специалистов (сама книга содержит 870 страниц), констатируется, что "никогда не удастся разработать окончательную теорию неустойчивого горения в ЖРД".

В другой книге Б.В. Раушенбаха отмечается, что основные теоретические выводы по теории неустойчивого горения сводятся к утверждению о том, что:

- частоты ВЧ колебаний (1000 Гц) определяются акустическими свойствами системы;
- условия возбуждения сводятся к выполнению экспериментального критерия Рейля;
- из большого количества возможных механизмов "обратной связи" до сих пор достаточно подробно рассмотрен лишь, так называемый, механизм Л. Крокко.

Но, тем не менее, данная проблема непрерывно решается. Ей посвящено большое количество работ советских, российских и иностранных ученых. Создаются инженерные методы, проводятся систематические испытания различных конфигураций сопел и газогенераторов, анализируются результаты и проводятся экспертизы аварийных и несанкционированных запусков натурных изделий.

Такой комплексный подход позволяет выработать логическую цепочку происходящих процессов, сопровождающих возникнове-

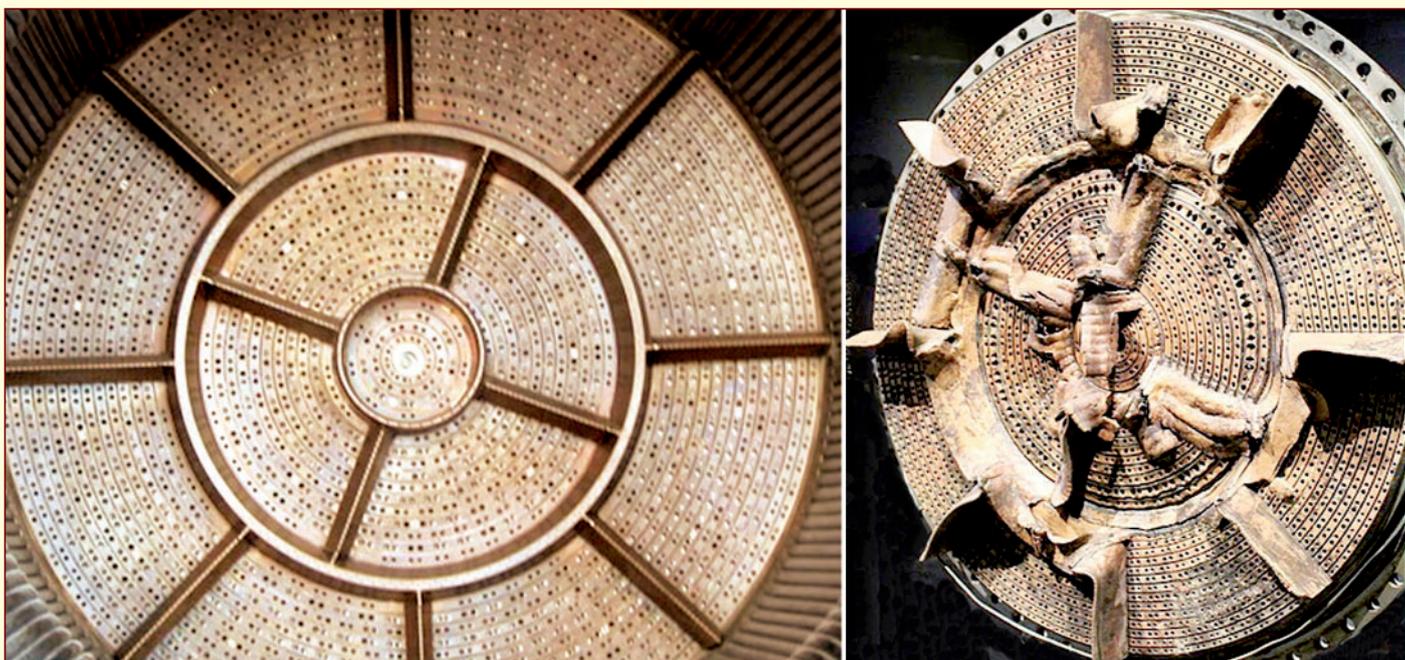


Рис. 1 Состояние форсуночной головки и противопоульсационных перегородок в камере сгорания ЖРД F-1 РН "Сатурн-5": а - до испытаний, б - после испытаний

ние и развитие неустойчивости в жидкостных ракетных двигателях и газогенераторах, работающих на газообразных и жидких топливах.

### Истоки теории акустики ЖРД

Появление звука при горении водорода отмечалось и ранее, говорилось о "поющей трубе". Систематический, целенаправленный эксперимент был поставлен на "звучащей трубе" Рийке, и его результат является первооткрытием в теории термоакустики. Аналогичный эксперимент провели его ученики Босша и Рисс, которые расширили диапазон звучания трубы и в общем-то вскрыли физическую картину процесса.

Многие теоретические основы проблемы неустойчивости базируются на этих двух фундаментальных опытах: Рийке, со звучащей трубой при нагреве нижней зоны, и Босша-Рисса - при охлаждении верхней зоны.

Первый опыт, поставленный Рийке, явился примером образования звука в результате нагревания. Он продемонстрировал поразительное явление - звучание вертикально установленной трубы после подведения к ней тепловой энергии. Энергия поступала от нагретой до красна металлической плоской сетки с частой мелкой ячейкой в область с сечением, расположенным на расстоянии четверти длины трубы со стороны нижней части. Труба была установлена вертикально с целью организации конвективных потоков внутри нее. Сквозная тяга, возникающая в трубе, приводила к генерации звука значительной силы. Рийке установил, что расположение нагретой сетки в любом другом месте, в нижнем или верхнем сечении не приводило к звучанию.

Явление, открытое Рийке, вдохновило многих ученых на исследование данного процесса. Через некоторое время естествоиспытатели Босша и Рисс открыли еще одно явление, схожее по своей значимости с явлением Рийке. Они поставили аналогичный эксперимент на трубе, но сетку разместили на трех четвертях высоты трубы. При этом сетка не нагревалась, а наоборот охлаждалась. Потоки теплого воздуха поступали снизу от трубы и пересекали охлажденную сетку. Труба также звучала. Следует отметить, что в обоих опытах теплота либо подводилась к сетке, либо отводилась от нее. После опытов стало очевидно, что теплота является основным источником энергии, питающим колебательную систему.

Анализируя опыты Рийке и Босша-Рисса, Релей впервые высказал предположение о возможности возбуждения акустических колебаний за счет энергии теплоподвода. Заранее предполагая периодичность поступления (отвода) теплоты колеблющейся массе воздуха в трубе, Релей обратил внимание на фазу колебаний, при которой оно происходило. Так, если теплота сообщалась воздуху в момент наибольшего сжатия или отнималась от него в момент наибольшего разрежения, то колебания усиливались. Напротив, если теплота подавалась в момент наибольшего разрежения воздуха, то колебания ослаблялись. Результаты анализа эксперимента, проведенного Релеем, позволили ему сформулировать критерий возникновения колебаний: если между колебательной составляющей теплоподвода и колебательной составляющей давления фазовый сдвиг по абсолютному значению составлял величину менее чем  $\pi/2$ , в системе возбуждались акустические колебания.

В своем предположении Релей опирался на то, что длина трубы  $l$  эквивалентна одному периоду колебаний  $2\pi$  и значения, в которых происходил звуковой отклик  $l/4$  и  $3l/4$ , соответствовали значениям  $\pi/2$  и  $3\pi/2$ . В дальнейшем формулировку критерия Релея критиковал Б.В. Раушенбах [2], который говорил, что "описанный здесь механизм возбуждения ускользнул от внимания Релея". Он так же говорил о том, что "качественные соображения, которыми мы обязаны Релею, и соображения о возможности возбуждения звука вследствие колебания теплового сопротивления требуют строгого доказательства".

Таким образом, уже на тот момент, когда только зарождалась теория неустойчивости, вставали проблемные вопросы о причинах возникновения звука при тепловом воздействии и о динамике его развития. При этом помимо этого важного вопроса об источниках энергии колебаний, возникали другие вопросы. Это

вопросы об автоколебаниях, которые к тому времени еще не были открыты, но уже обсуждались. Это, конечно, вопросы возможности количественного описания данных явлений.

### Достижения прошлого века

Именно в прошлом веке на заре активного создания ракет появились проблемы с устойчивой работой ЖРД.

Потребность в теории неустойчивости ЖРД возникла из практической необходимости, появившейся в процессе создания и отработки новых двигателей, в которых наблюдались неожиданно появляющиеся колебания, приводящие к нестационарной работе и разрушению материальной части. Возникла потребность в прогнозе таких ситуаций и разработке математического аппарата, позволяющего уже на стадии проектирования определять характерные параметры двигателя и процессов в нем, исключая подобные ситуации. В начале теоретических разработок было зафиксировано несколько экспериментальных фактов, связанных с неустойчивостью. Основные из них изложены в книге Е.В. Лебединского. Это - появление звука при работе ЖРД, разрушение из-за возникшего вибрационного горения в процессе работы ЖРД, совпадение частот разрушения с собственными частотами столба газа в объеме камеры и прямая зависимость колебаний от давления и коэффициента избытка окислителя.

В процессе многолетних исследовательских работ многими авторами, в частности Луиджи Крокко было установлено, что первоначальная потеря устойчивости, то есть переход к продолжительным колебаниям системы и так называемому вибрационному горению, является процессом автоколебательным, нелинейным. Непосредственной атрибутикой данного процесса являются три составляющие: первая - главная колебательная система (прямая связь), вторая - система подпитки колебаний главной системы энергией (обратная связь) и третья - система, дозирующая подпитку с целью удержания формы и частоты колебаний, соответствующих первоначальной стадии (диспетчер, клапан и т.п.).

Общая терминология и, в частности, система обратной связи приняты из электротехники, а точнее из теории электрических цепей. Было найдено сходство электрических и механических колебаний систем, что позволило эффективно воспользоваться известным математическим аппаратом, в частности применением теории комплексных функций.

В качестве колебательной системы всегда выступает так называемый столб колеблющегося газа, и задача определения его параметров сводится к газодинамической. Требуется решить уравнение движения подвижной среды. Подпитка колебаний, возникающих в столбе газа, осуществляется в результате горения топлива. Сам процесс подпитки в замкнутой системе является обратной связью, а в качестве "клапана", дозирующего поступление энергии в колебательную систему, выступает нелинейность, которая проявляется как противовес демпфированию (увеличению дисперсии волн).

В результате процесса горения топлива вырабатывается энергия, которая идет на подпитку колебательной системы. Процесс этот является нелинейным с точки зрения термодинамики. Поток в камере сгорания разделяется зоной горения на две части. До её достижения поток сильно перемешан и является турбулентным, а после зоны горения, когда процесс горения завершён, продукты сгорания движутся к срезу сопла в ламинарном режиме. Турбулентный режим индуцирует ВЧ колебания. В ламинарном потоке колебания не возникают.

### Открытие автоколебаний

Основным достижением, открытием прошлого века является открытие такого явления как автоколебания. Это открытие принадлежит нашим двум соотечественникам А.А. Андронову и А.А. Витту.

Автоколебания формируются в условиях нелинейных газодинамических течений. Это весьма устойчивые структуры, которые продолжительное время не затухают, а поддерживаются энергией из самой системы. В настоящее время автоколебания газодинами-

ческих систем, таких как ЖРД, находятся на самой ранней стадии изучения. Математический аппарат, разработанный по данной проблеме, либо эмпирический, либо нелинейность, возникающая в системе, решается псевдолинейными методами Пуанкаре, Ляпунова и Ван-дер-Поля. При этом нелинейность предполагается или просто малой, или близкой к синусоидальной. В итоге задача все равно сводится к линейной, а общая проблема нелинейности остается без решения. В настоящее время перспективными считаются направления, связанные с разработкой методов обратной задачи рассеяния, с поисками преобразований типа Беклунда и конечно с широким использованием численных методов. Следует также отметить, что, прежде чем решать (а точнее пытаться) нелинейные уравнения, целесообразно провести тест на соответствие возможному решению по теореме Ковалевской-Пенлеве.

Автоколебания рассматривались и рассматриваются в разных ипостасях: в горле резонатора Гельмгольца, различных энергетических установках, при исследовании электронных ламп, в области систем управления и др. Наибольшие успехи в исследовании и использовании автоколебательных процессов были достигнуты в области электроники. Очень большой объем теоретических и экспериментальных работ выполнен при изучении термоакустической неустойчивости горения топливных систем.

В результате исследований оказалось возможным констатировать, что автоколебательный процесс - это такие гармонические колебания, при которых благодаря диссипации происходит падение амплитуды с течением времени, так как расходуется диссипативная энергия, но это падение автоматически компенсируется работой аппарата нелинейности процесса. При этом уменьшается дисперсия энергии. Другими словами, процесс диссипации приводит к расплыванию дисперсии, её увеличению, а нелинейность приводит к её компактности, сосредоточению вблизи математического ожидания.

Таким образом, конкуренция диссипативных и дисперсных (нелинейных) сил приводит к равновесию. В дальнейшем количественно будет показано, что диссипативными силами являются силы вязкости рабочего тела, а дисперсными силами - нелинейные условия внутреннего состояния системы (турбулентные потоки). Сами автоколебания можно рассматривать как вынужденные гармонические колебания.

### Высокочастотная неустойчивость

ВЧ неустойчивость или камерная неустойчивость является автоколебательным процессом. Поэтому установлено, что предметом теоретического исследования является именно объект - автоколебательная система.

Принято считать, что акустика - это газовая динамика малых амплитуд. Поэтому основной дисциплиной при исследовании неустойчивости является газовая динамика и газодинамические уравнения сохранения для реального газа. К сожалению, современные методы расчёта, не претендующие на прогноз параметров и предсказание возможности наступления неустойчивости, базируются на линеаризованных невязких и несжимаемых уравнениях Эйлера.

Вторая недоработка в теории неустойчивости, зафиксированная ранее, заключается в том, что не решена проблема механизма перехода к неустойчивости в ЖРД. Не решен вопрос о переходе от условий равновесия к колебаниям вязкоупругой среды внутри камеры сгорания. Если конструкция спроектирована правильно с точки зрения ВЧ устойчивости, то работать она будет устойчиво. Если неправильно, то возникнут автоколебания, такие незатухающие колебания, при которых устанавливается баланс диссипативных и дисперсных сил. Другими словами, будут выполнены необходимые и достаточные условия.

В литературе найдется более двадцати причин возникновения неустойчивости в ЖРД:

- 1 - критерий Рэлея;
- 2 - модель одного времени запаздывания воспламенения смеси;

- 3 - модель двух времен запаздывания воспламенения смеси;
- 4 - модель переменного времени запаздывания;
- 5 - неравномерная подача горючего;
- 6 - неравномерная подача окислителя;
- 7 - влияние системы сервоуправления в системе подачи компонентов топливной смеси;
- 8 - зависимость скорости горения от подачи;
- 9 - вихреобразование перед зоной горения;
- 10 - вихреобразование в зоне горения;
- 11 - волновое движение в топливных магистралях;
- 12 - колебания состава смеси;
- 13 - колебания качества распыления смеси;
- 14 - испарение капель топлива;
- 15 - зависимость скорости номинального распространения пламени от условий в камере сгорания;
- 16 - наличие поджигающего источника;
- 17 - неустойчивость фронта пламени по Ландау;
- 18 - модель "черного ящика";
- 19 - распыление и смешение струй;
- 20 - изменение скорости химических реакций при колебаниях давления и температуры и т.д.

Понятно, что при такой постановке можно назвать еще достаточное количество подобных причин. Все это говорит о том, что каждая неудача по причине ВЧ неустойчивости оригинальна, и невозможно ничего предсказать. Но, к счастью, существует всего одна причина и все перечисления являются её частными случаями. Все кроется в правильном анализе турбулентного газового поля и в выполнении условий необходимости и достаточности.

### Эмпирический рабочий квадрат

За большой промежуток времени вплоть до настоящего момента были созданы и эксплуатируются многочисленные модельные установки по исследованию амплитудно-фазовых частотных характеристик отдельных узлов и целиком натуральных акустических установок. При этом проводится подробный Фурье-анализ и выстраиваются границы вибрационной устойчивости так называемый рабочий квадрат. В соответствии с этими границами при проектировании новых перспективных установок выбираются размеры и формы будущих конструкций.

После выбора параметров и создания конструкции ЖРД, таким образом, требуется дальнейшая тщательная отработка конструкции.

1. Получены необходимые и достаточные условия возникновения автоколебаний и неустойчивости, разработаны критерии.
2. Записан алгоритм действий при разработке ЖРД, работающих без ВЧ.
3. Зафиксированы физические принципы борьбы с неустойчивостью и правила применения мероприятий по его устранению. **□**

### Перечень источников

1. Неустойчивость горения в ЖРД под редакцией Д.Т. Харрье и Ф.Г. Рирдона. М.: Мир, 1975.
2. Б.В. Раушенбах. Вибрационное горение. М.: Физико-математическая литература, 1961.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

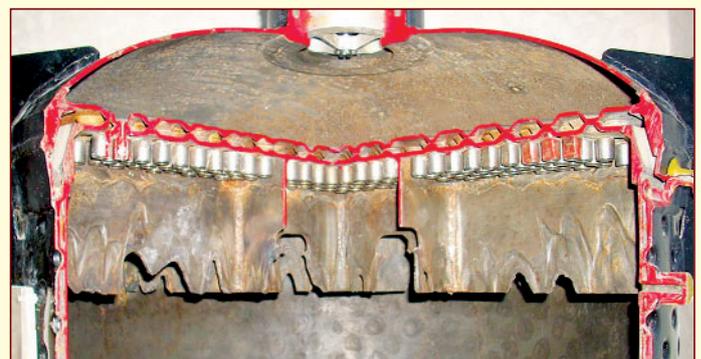


Рис. 2 Смесительная головка камеры сгорания ЖРД С2/253 КБ Исаева

# УСТАНОВКА ОЖИЖЕНИЯ И ПЕРЕОХЛАЖДЕНИЯ ПРИРОДНОГО ГАЗА ДЛЯ СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСА ЗАПРАВКИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С МЕТАНОВЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

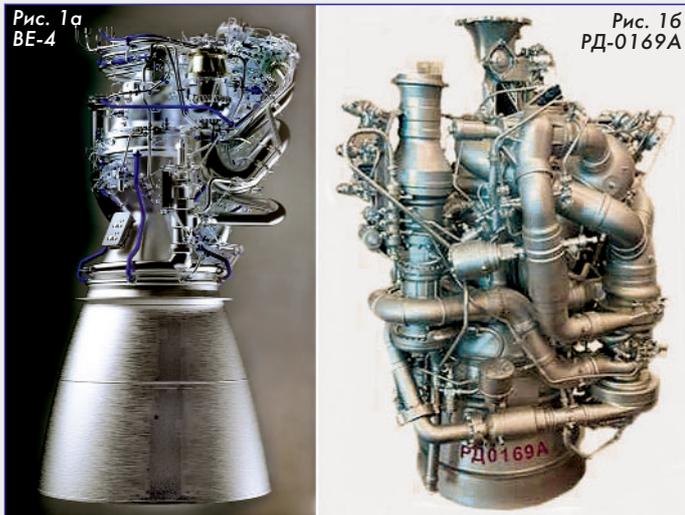
Юрий Иванович Духанин, заслуженный конструктор НПО "КРИОГЕНМАШ"

Использование сжиженного природного газа (СПГ) в космическом ракетостроении как ракетного топлива является общемировым трендом, так же считают и в Роскосмосе.

Применять на ряде своих ракет версию двигателя "Раптор" на сжиженном газе собираются компания SpaceX. Ещё один ЖРД на метане - BE-4 (рис-1) - разрабатывается другой частной компанией США Blue Origin для использования, в частности, на ракете-носителе "Вулкан". Активные разработки кислородо-метановых двигателей ведутся также в Италии, Южной Кореи, Японии и особенно в Китае, где уже в 2023 году компанией "Ланьцань" был успешно осуществлен первый полёт ракеты-носителя с метановым двигателем.

В октябре 2020 г. между Роскосмосом и Ракетно-космическим центром "Прогресс" был подписан контракт на разработку много-разовой метановой ракеты-носителя "Амур-СПГ", которая должна заменить всё семейство ракет-носителей "Союз-2", а в марте 2023 г. с предприятием заключён контракт на техническое проектирование космического ракетного комплекса "Амур-СПГ", основным требованием которого является снижение стоимости изготовления и эксплуатации.

В РФ опытный кислородо-метановый двигатель РД-0169А (рис. 1б) для ракеты-носителя "Амур-СПГ", макет которого был представлен на форуме "Армия-2023" разрабатывает воронежское КБхимавтоматики. Тяга нового двигателя 100 тс. По сравнению с парой кислород-керосин новое топливо более энергоёмкое. При сгорании почти не оставляет копоти на внутренних узлах, более надёжное и дешёвое. Как следствие - снижение отказов пусковых процессов.



Стартовый комплекс для ракеты-носителя "Амур-СПГ" создаётся на космодроме Восточный, для которого определена совершенно новая техническая идеология, а именно, создать полностью автоматический стартовый комплекс с минимальной стоимостью запуска среднего класса ракеты-носителя "Амур-СПГ" - \$22 млн. Для сравнения, стоимость запуска "Союз-2.1" в 2018 г. оценивали в \$48,5 млн, а стоимость запуска Falcon 9 (тяжёлый класс) оценивали в \$67 млн. Стартовый комплекс для ракеты-носителя "Амур-СПГ" на космодроме Восточный расположен в 50 км от газопровода ПГ "Сила Сибири", от которого запланировано протянуть ветку на стартовый комплекс для производства СПГ на установке производительностью 1500...2000 кг/ч. Проектируемый стартовый комплекс для ракеты-носителя "Амур-СПГ" помимо уникального стола для пуска ракеты включает следующее криогенное оборудование, необходимое для работы комплекса:

- кислородно-азотный завод на базе ВРУ типа КжАжАр 6;
- хранилище жидкого кислорода на базе криогенных емкостей  $V = 100 \text{ м}^3$  или сферических резервуаров  $V = 1400 \text{ м}^3$  и давлением 1,0 МПа;
- хранилище жидкого азота на базе криогенных емкостей  $V = 100 \text{ м}^3$  или сферических резервуаров  $V = 1400 \text{ м}^3$  и давлением 1,0 МПа;
- хранилище жидкого СПГ также на базе криогенных емкостей  $V = 100 \text{ м}^3$  или сферических резервуаров  $V = 1400 \text{ м}^3$  и давлением 1,0 МПа;
- установку ожижения СПГ производительностью до 2000 кг/ч, что позволяет с необходимым запасом накопить требуемое для пуска ракеты-носителя "Амур-СПГ" количество СПГ в течение 10 - 12 суток непрерывной работы установки.

По проекту для ожижения СПГ предполагается использовать установку ожижения СПГ на базе дроссельно-эжекторного цикла разработки ПАО "Криогенмаш", описание работы и технические характеристики которой подробно даны в статье [3].

Несмотря на относительно низкие (расчётные) удельные затраты энергии на получение СПГ - порядка 0,7...0,75 кВт·ч/кг установка имеет ряд существенных недостатков:

- эффективность технологического процесса сжижения достигается путём использования дорогих и сложных в обслуживании двух компрессоров: компрессора, дожимающего природный газ до 200 атм., компрессора циркуляционного потока ПГ на то же давление и фреоновой холодильной машины, что повышает риски отказов в процессе длительной эксплуатации;
- зависимость производительности процесса сжижения от температуры окружающего воздуха и отсутствие системы поддержания стабильного диапазона температуры природного газа на входе в установку в случае сезонного изменения температуры окружающего воздуха;
- автоматизация только отдельных локальных технологических операций;
- обслуживание установки требует высоко квалифицированных специалистов;
- заполнение хранилища производителем СПГ с температурой 135...140 К.

В качестве альтернативы предлагается установка ожижения и переохлаждения природного газа для стартового комплекса заправки ракеты-носителя "Амур-СПГ", в которой охлаждение, очистка ПГ от  $\text{H}_2\text{O}$  и  $\text{CO}_2$ , его сжижение и переохлаждение до 96 К осуществляется газообразным и жидким азотом, поступающим из хранилища.

Предлагаемый цикл ожижения и переохлаждения СПГ позволяет упростить конструкцию установки, автоматизировать технологический процесс сжижения и переохлаждения природного газа, обеспечить стабильный режим работы установки независимо от сезонного изменения температуры окружающего воздуха, легко регулировать производительность установки, а также значительно сократить затраты на изготовление и эксплуатацию. На рис. 2 показана принципиальная схема установки сжижения и переохлаждения природного газа для стартового комплекса заправки ракеты-носителя с метановым двигателем, отражающая её состав и поясняющая работу в процессе эксплуатации. В состав установки входит участок 1 магистрального трубопровода природного газа, блок 2 комплексной очистки природного газа от  $\text{H}_2\text{O}$  и  $\text{CO}_2$ , выполненный в виде рекуперативного теплообменника 3, цеолитового адсорбера 4, работающего в температурном интервале 275...280 К, нагревателя 5 природного газа, клапана 6 и датчиков температуры

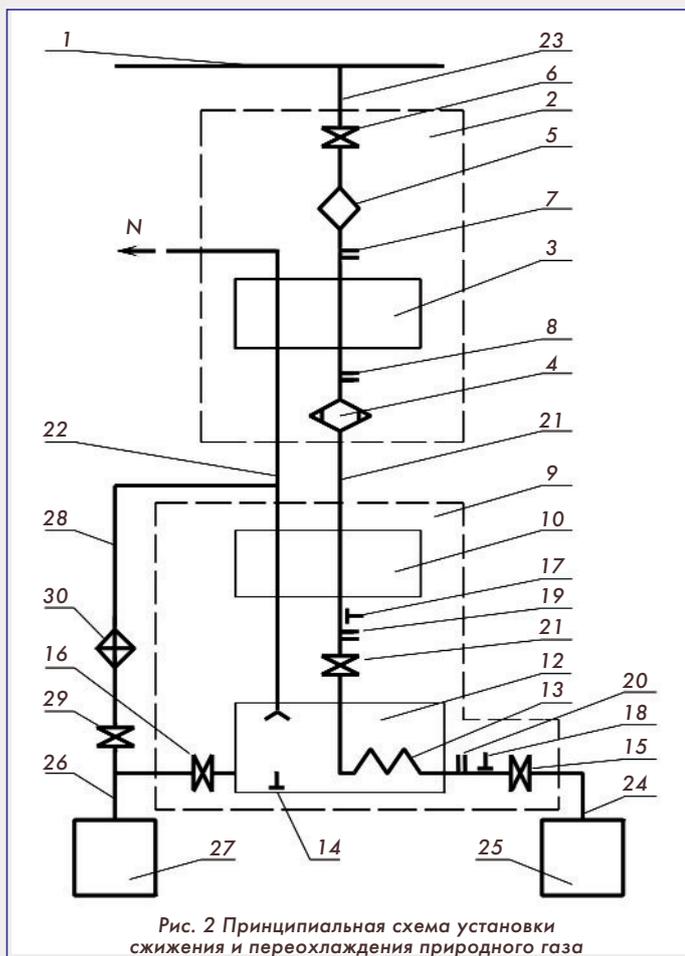


Рис. 2 Принципиальная схема установки сжижения и переохлаждения природного газа

7 и 8, блок 9 ожижения и переохлаждения природного газа, выполненный в виде рекуперативного теплообменника 10, дросельного клапана 11, азотной ванны 12 с встроенным теплообменником-переохладителем 13, датчика 14 уровня жидкого азота, клапанов 15 и 16, датчиков давления 17 и 18 и датчиков температуры 19 и 20. Блок 2 комплексной очистки соединён с блоком 9 ожижения и переохлаждения трубопроводом 21 природного газа и трубопроводом 22 газообразного азота. Блок 2 комплексной очистки соединён трубопроводом 23 с участком 1 магистрального трубопровода, а блок 9 ожижения и переохлаждения соединён трубопроводом 24 с хранилищем 25 жидкого природного газа, а трубопроводом 26 - с хранилищем 27 жидкого азота. Кроме того, установка сжижения и переохлаждения природного газа снабжена трубопроводом 28 с регулирующим клапаном 29 и испарителем 30 жидкого азота, при этом трубопровод 28 подключён к трубопроводу 26 подачи жидкого азота из хранилища 27 в азотную ванну 12 и трубопроводу 22 газообразного азота, соединяющего блок 2 комплексной очистки и блок 9 ожижения и переохлаждения.

Рассмотрим работу установки сжижения и переохлаждения природного газа в составе стартового комплекса заправки ракеты-носителя с метановым двигателем, включающего производство жидкого кислорода и жидкого азота на базе воздухоразделительной установки (ВРУ), хранилища жидкого природного газа, хранилища жидкого кислорода и с хранилища жидкого азота, объём которого выполнен с учётом обеспечения работы установки сжижения и переохлаждения природного газа и расхода жидкого азота, требующегося для переохлаждения жидкого кислорода в период эксплуатации стартового комплекса. Работа установки сжижения и переохлаждения природного газа в установившемся режиме происходит следующим образом.

Природный газ из участка 1 магистрального трубопровода по трубопроводу 23 с давлением 4,0...5,0 МПа и температурой 290...300 К, контролируемой датчиком 7, поступает в блок 2 комплексной очистки, где последовательно проходит клапан 6, электронагреватель 5, рекуперативный теплообменник 3 и цеолитовый ад-

сорбер 4. В рекуперативном теплообменнике 3 поток природного газа охлаждается газообразным азотом, поступающим по трубопроводу 22 газообразного азота из блока 9 ожижения и переохлаждения, до температуры 275...280 К, контролируемой датчиком 8, а в цеолитовом адсорбере 4 производится его осушка от паров  $H_2O$  и очистка от  $CO_2$ . Осушенный и очищенный поток природного газа по трубопроводу 21 поступает в блок 9 ожижения и переохлаждения, где в рекуперативном теплообменнике 10 охлаждается и ожижается газообразным азотом, поступающим из азотной ванны 12, до температуры 115...120 К, контролируемой датчиком 19, после чего его давление с 4,0...5,0 МПа, контролируемое датчиком 17, понижается до давления 0,1...0,15 МПа, контролируемой датчиком 18. Далее поток природного газа поступает в теплообменник-переохладитель 13, размещённый в азотной ванне 12 с жидким азотом. В результате теплообмена переохлаждённый поток природного газа после теплообменника-переохладителя 13 с температурой 95...99 К, контролируемой датчиком 20, через клапан 15 и трубопровод 20 отводится в хранилище 25, а пары азота, образующиеся в результате испарения жидкого азота, последовательно проходят рекуперативные теплообменники 10 и 3 и отводятся в атмосферу. Компенсация расхода жидкого азота в азотной ванне 12, уровень которого контролируется по датчику 14, осуществляется из хранилища 27 по трубопроводу 26 и клапан 16. В тоже время температура природного газа может в зависимости от времени года изменяться в широком диапазоне от  $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$  до  $+40\text{ }^{\circ}\text{C}$ , но при этом режим работы установки должен оставаться стабильным. В том случае, если температура природного газа, контролируемой датчиком 7, будет понижаться ниже на 5 градусов относительно нижней границы установленного диапазона температур 290...300 К, то восстановление температуры автоматически производится с помощью нагревателя 5 природного газа и тем самым сохраняется стабильный режим работы блока 2 комплексной очистки и установки.

В том случае, если температура природного газа перед цеолитовым адсорбером 3, контролируемой датчиком 8 будет повышаться на 2...3 градуса относительно верхней границы установленного диапазона температур 280...275 К, то восстановление температуры осуществляется путём отбора жидкого азота из трубопровода 26, газификации его в испарителе 30 и подачи газообразного азота с температурой 80...90 К по трубопроводу 28 в трубопровод рекуперативного теплообменника 10, при этом расход, необходимый для восстановления температуры 280 К, будет автоматически поддерживаться с помощью регулирующего клапана 29.

Как видно из описания, предложенная установка ожижения и переохлаждения СПГ позволяет существенно упростить конструкцию и технологию сжижения и переохлаждения природного газа, обеспечить устойчивый режим работы и производительность установки независимо от колебаний температуры окружающего воздуха, что особенно важно при эксплуатации её в составе комплекса заправки ракет-носителей с метановым двигателем, и, кроме того, учитывая периодическую работу установки, обусловленную небольшим пуском ракет-носителей в течение года, использовать в блоке 2 комплексной очистки один цеолитовый адсорбер 3, рассчитанный на один рабочий цикл, что дополнительно упростит систему регенерации и в целом обслуживание всей установки ожижения и переохлаждения природного газа.

Таким образом, установка ожижения и переохлаждения СПГ в составе стартового комплекса заправки ракеты-носителя с метановым двигателем наиболее полно отвечает технической идеологии, заложенной Роскосмосом в разрабатываемый Ракетно-космическим центром "Прогресс" проект космического ракетного комплекса "Амур-СПГ".

#### Перечень источников:

1. Холодный газ, "пламенное сердце": прорывной потенциал и проблемные задачи "Амур - СПГ". Prokosmos.ru
2. А.Л. Довбиш и др. Опыт создания блоков ожижения СП - установок малой производительности // Технические газы. 2012. № 2.
3. Патент РФ № 2355959.

# АКАДЕМИК БОРИС ИВАНОВИЧ КАТОРГИН (90-ЛЕТИЕ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ)

АО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко":

**Пётр Сергеевич Лёвочкин**, к.т.н.,

заместитель генерального директора - главный конструктор,  
член-корр. Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского

**Владимир Сергеевич Судаков**, главный специалист,  
член-корр. Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского,  
лауреат премии Правительства РФ имени Ю.А. Гагарина  
в области космической деятельности



**Борис Иванович Каторгин** - выдающийся ученый мирового уровня в области энергетики, заслуженный деятель науки РФ, академик РАН, генеральный директор и генеральный конструктор НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко.

Борис Каторгин родился 13 октября 1934 года в городе Солнечногорске Московской области. В 1958 году он с отличием окончил Московское высшее техническое училище имени Н.Э. Баумана по специальности "инженер-механик".

По воспоминаниям Бориса Ивановича, на Энергомаше он оказался без особых проблем:

*"После окончания МВТУ меня оставили на кафедре, но мне это не очень понравилось, хотелось создавать двигатели своими руками, а не преподавать. Пришел на завод № 456, в отдел кадров, где зам. по кадрам Сигаев представил меня руководителю бригады камер сгорания и газогенераторов Григорию Николаевичу Листу, которому понравилось моё стремление, и так я оказался в его бригаде. Нужно было, конечно, заполнить довольно длинные анкеты, затем они шли в соответствующие места для проверки, а потом уже принимали на работу. Эти строгости были оправданы, потому что в то время многие работы, выполняемые на заводе, носили гриф "секретно" и "совершенно секретно".*

*Хоть я был специалистом молодой, но доверие было достаточно большое. В то время разрабатывалась новая версия двигателя - "девятки" (ЖРД РД-111). Меня посадили за чертежную доску разрабатывать варианты форсунок для камеры сгорания. Мой стол был напротив стола начальника, и Григорий Николаевич Лист часто подходил ко мне, смотрел на доску и говорил фразу, которую я запомнил на всю жизнь: не знаешь, как сделать - рисуй. Это замечательная фраза, я её потом передавал ученикам - не знаешь как - рисуй, потом из вариантов обязательно откристиллизуется нужное.*

*Мне повезло работать с Валентином Петровичем Глушко. Он появлялся в своем кабинете как часы, но не особо посещал отделы. Этим занимался его заместитель - Владимир Андреевич Витка, который великолепно решал все вопросы. А Валентин Петрович для нас, молодых, был человеком огромного авторитета, строгий, требовательный, но справедливый. Нас сразу научили - не вздумайте ему когда-нибудь соврать. Если вызвал, и вы не знаете ответа, лучше скажите, что не знаете и разберетесь, но как только начнете выкручиваться, ваш авторитет упадет надолго. Но своё мнение отстаивать было можно, и я этим пользовался".*

Трудовую деятельность начал в 1958 году инженером-конструктором в бригаде камер сгорания и газогенераторов под

руководством Г.Н. Листа. Его путь на предприятии: инженер, ведущий конструктор, начальник бригады, заместитель начальника отдела - ведущий конструктор, заместитель главного конструктора по научной работе, генеральный директор и главный конструктор, генеральный директор и генеральный конструктор.

В марте 1960 г. В.П. Глушко организовал в составе КБ конструкторскую бригаду для проектной разработки перспективных двигателей. Будучи всегда приверженным идеям применения новых высокоэффективных топлив, прогрессивных схем организации рабочего процесса и максимальных значений параметров агрегатов В.П. Глушко с помощью небольшого коллектива высококвалифицированных ученых и конструкторов проверял с опережением относительно текущих разработок ЖРД свои замыслы для воплощения в двигателях следующих поколений. Начальником новой бригады (с 1966 г. - отдела) был назначен Герой Социалистического труда, лауреат Ленинской премии, доктор технических наук Сергей Петрович Агафонов. Из бригады разработки камер сгорания в новую конструкторскую бригаду перешел будущий генеральный директор и генеральный конструктор НПО Энергомаш Борис Иванович Каторгин. Первоначальная численность отдела составляла 9 человек: С.П. Агафонов, Б.И. Каторгин, Л.В. Блинова, К.В. Писарева, В.А. Воскресенский, А.К. Сакалов, Г.Д. Черненко, А.А. Черников и Р.Ш. Хисамбеков. К 1988 году численность отдела увеличилась до 46 сотрудников. В этом отделе работали будущий генеральный директор и генеральный конструктор КБОМ, член-корреспондент РАН И.В. Бармин, будущий генеральный директор НПО Энергомаш Н.А. Пирогов.

Работа Б.И. Каторгина была связана с научными исследованиями и конструированием в области жидкостных ракетных двигателей, различных энергоустановок, в том числе ЯРД.

В отделе были начаты разработки ЖРД по новым схемам, в которых отработанные в турбине газы дожигались в камере сгорания. В 1960-64 гг. отдел выполнил проектные проработки по мощным ЖРД с тягой от 150 тс до 5000 тс. При разработках ЖРД параллельно рассматривалось применение двух топливных композиций: азотный тетроксид с НДМГ и жидкий кислород с керосином РГ-1.

Первые предэскизные разработки вновь образованного отдела были использованы при создании двигателей РД-253 для РН "Протон" и РД-270 для РН УР-700. При участии Б.И. Каторгина впервые в мире была разработана предельная схема ЖРД (газ + газ) - замкнутая схема мощного ЖРД, включающая газификацию в газогенераторах обоих компонентов топлива. Эти работы намного опередили свое время.



Б.И. Каторгин и Ю.П. Семёнов.  
Вручение подарка от РКК "Энергия" на 75-летнем юбилее НПО Энергомаш

ЖРД РД-253 для ракеты-носителя "Протон", эксплуатирующей с 1965 года, и сегодня является непревзойденным в своем классе в мировой практике двигателестроения. В этих двигателях есть одно из изобретений Б.И. Каторгина, сделанное в отделе перспективных разработок, а затем внедренное в конструкцию штатного газогенератора ЖРД РД-253.

Наиболее значимые разработки отдела защищены более 120 авторскими свидетельствами на изобретения, многие из которых были внедрены в производство и в практику экспериментальных исследований. Так, например, изобретение "Охлаждаемый газогенератор для мощных ЖРД" (1963 г., авторы: Каторгин Б.И., Григорьянц В.Г., Стороженко И.Г.) применяется в конструкциях многих ЖРД НПО Энергомаш; а изобретение "Головка камеры сгорания ЖРД" (1972 г., авторы: Каторгин Б.И., Бармин И.В., Семенов С.Н.) было внедрено в двигателе РД-170.

За большие творческие успехи в разработке ракетных двигателей в 1971 г. Б.И. Каторгин был награжден орденом "Знак Почета".

В 1969-1973 годах отдел выпустил проекты ЖРД с тягой от 10 000 тс до 15 000 тс на трех вариантах топлива: жидкий кислород с жидким водородом; жидкий кислород с керосином РГ-1 и азотный тетроксид с НДМГ. В 1973 году разработан аванпроект кислородно-водородного двигателя РД-130 для второй ступени многоразовой ракетной транспортной системы.

Каторгин стал ведущим конструктором, а потом - ведущим конструктором - зам. начальника отдела перспективных разработок Конструкторского бюро энергетического машиностроения.

Отдел занимался определением параметров и разработкой конструктивных схем не только ЖРД, но и других типов ракетных двигателей. Так, в 1965-70 годах были выполнены проектные разработки ядерного ракетного двигателя РД-600 и космической ядерной энергоустановки ЭУ-610.

В период с 1963 по 1975 год отдел провел комплекс расчетно-конструкторских и экспериментальных работ по изучению возможностей создания двигателя РД-560 с тягой 10 тс на топливе: 98-процентная перекись водорода и порошкообразный гидрид бериллия.

Были получены основополагающие результаты по рабочим процессам и конструкции систем подачи псевдооживленного порошкообразного горючего и камер сгорания. Борис Иванович Каторгин - разработчик и создатель первых в мире ракетных двигателей, работающих на порошкообразном гидриде бериллия с перекисью водорода и на порошкообразном алюминии с морской водой.

В 1972 году по поручению В.П. Глушко отдел совместно с РНЦ "Прикладная химия" и НПО "Астрофизика" приступил к разработке конструкций и экспериментальным исследованиям фторводородных непрерывных химических лазеров (HF(DF)-НХЛ) и энергетических установок на их основе. Это направление новой техники базировалось на накопленном НПО Энергомаш опыте разработки и создания двигателя РД-301 на топливе фтор с аммиаком. Б.И. Каторгин вместе с С.П. Агафоновым возглавил на предприятии новое научно-техническое направление - разработку мощных сверхзвуковых непрерывных химических лазеров, а вскоре НПО Энергомаш стало головным предприятием страны по разработке фторводородных непрерывных химических лазеров. На территории Опытного завода РНЦ "Прикладная химия" (пос. Капитолово в Ленинградской области) была создана стендовая база для испытаний НХЛ. Одно из изобретений - "Наземная химическая лазерная установка" (1979 г., авторы: Каторгин Б.И., Трофимов В.Ф., Хисамбеков Р.Ш.) - применялось на стендовой базе НХЛ.

В 1997 г. творческому коллективу инженеров и ученых во главе с генеральным директором и генеральным конструктором НПО Энергомаш Б.И. Каторгиным за работы в области создания мощных непрерывных химических лазеров была присуждена премия Правительства Российской Федерации.

С 1986 по 1991 годы Борис Иванович занимал должность заместителя главного конструктора по научной работе Научно-производственного объединения "Энергомаш".

Несмотря на большую занятость он ведет большую общественную деятельность. В 1989-1991 годах Б.И. Каторгин избран народным депутатом СССР и активно работает на I Съезде народных депутатов СССР.

В марте 1991 г. он назначается генеральным директором (до 2005 г.) и главным (с января 1992 г. - генеральным) конструктором (до 2008 г.) НПО Энергомаш. Под его руководством в условиях резкого, почти до нуля, сокращения госзаказа предприятие приступило к активным действиям по выходу на международный рынок, что привело в 1992 г. к заключению соглашения о совместном маркетинге и лицензировании двигателей НПО Энергомаш на мировом рынке с американской фирмой "Пратт энд Уитни".

Под руководством Б.И. Каторгина НПО Энергомаш удалось победить в конкурсе на разработку и поставку двигателей для американских ракет-носителей "Атлас III" и "Атлас V", после чего был разработан ЖРД РД-180. РД-180 был создан в предельно короткие сроки и признан американскими специалистами лучшим в мире по всем главным характеристикам: энергетическим, эксплуатационным, надежности, что подтвердило мировое лидерство НПО Энергомаш в создании ЖРД. В 2003 г. коллективу специалистов НПО



ЖРД РД-180 на стенде перед ОИ и отправкой в США

Энергомаш во главе с Б.И. Каторгиным было присвоено звание лауреатов Государственной премии России за большой вклад в создание двигателя РД-180 для РН "Атлас".

"История интересная. Когда началась перестройка, обнулились все заказы, работы не было, что делать с предприятием? В то время меня назначили генеральным директором, и я в то же время оказался народным депутатом по Химкинскому и Красногорскому району. По депутатским делам был лично знаком с Б.Н. Ельциным. Обратился к нему, рассказал о том, что ситуация безвыходная, чтобы сохранить предприятие необходимо выходить на внешний рынок. И нам разрешили показать разработки тем иностранным компаниям, которые могут быть в этом заинтересованы.

С разрешения руководства мы ряд выходных параметров - тяга, удельный импульс, расход топлива - показали американской компании Аэроджет. Но долгого сотрудничества не получилось, потому на горизонте появилась Рокетдайн. Серьезная фирма - их двигатели стояли на Шаттлах. Приехали, посмотрели. Переговоры прошли быстро и успешно, провели показательные испытания, они довольные уехали. И тут появились Пратт энд Уитни. Они сразу "взяли быка за рога": предложили вступить в нормальные деловые отношения и подписать соглашение о совместном маркетинге и лицензировании двигателей НПО Энергомаш на территории США.

В 1995 году был объявлен конкурс на выбор нового двигателя для модернизации ракеты "Атлас". 13 января 1996 года были объявлены результаты конкурса, в которых победил наш РД-180 и началась бурная работа по подготовке документации и договорной части.

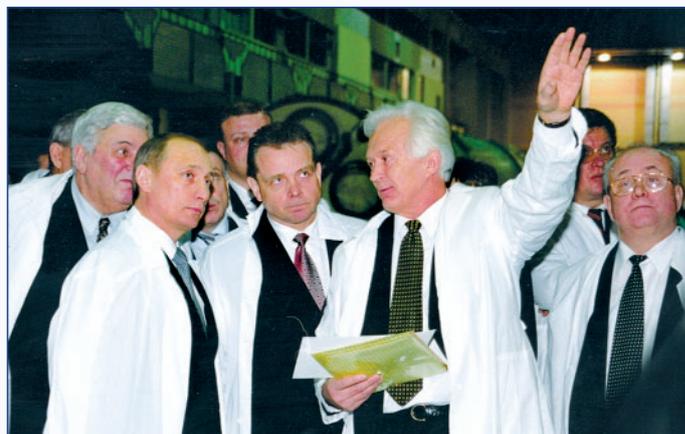
Конечно, скептиков было очень много. Говорили, что не удастся сделать всё быстро и качественно, что потребуются не менее 10 лет. В итоге первые двигатели мы поставили уже в начале 1999 года, а первый полет РН "Атлас" на РД-180 состоялся в мае 2000 года. Сделали, сертифицировали двигатели и совершили первый полет менее чем за 4 года.

Контракт на поставку РД-180 дал Энергомашу возможность выжить, погасить долги по налогам и т.д. Постепенно встать на ноги и начать развиваться. Двигатель зарекомендовал себя отлично".

Под руководством Б.И. Каторгина началась разработка двигателя РД-191 для семейства РН "Ангара", провели усовершенствование двигателей РД-171, РД-120, РД-107 и РД-108 для РН "Зенит" и РН "Союз", испытывали трёхкомпонентный двухрежимный двигатель.



Трёхкомпонентный двухрежимный ЖРД РД-701



Б.И. Каторгин докладывает В.В. Путину о ходе разработки РД-191 для РН "Ангара" в ГКНПЦ им. Хруничева, 2002 г.

С 1969 года Б.И. Каторгин вёл педагогическую деятельность в МВТУ (МГТУ) им Н.Э. Баумана и в филиале МАИ. Был заведующим кафедрой "Физико-энергетические установки" в МАИ, председателем Ученого совета по защите диссертаций.

Борис Иванович - академик РАН (с 2003 г.), профессор, академик Российской академии естественных наук, Международной академии информатизации и Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, член Американского института аэронавтики и астронавтики.

Он автор более 330 научных трудов и 5 монографий, 180 авторских свидетельств и патентов. Являлся председателем экспертной комиссии по грантам президента РФ, членом редколлегий ряда научно-технических журналов, председателем секции "Инженерные и технические науки" Совета по грантам Президента РФ и членом Научного совета по Программе фундаментальных исследований Президиума РАН "Экономика и социология знания".

Б.И. Каторгин - лауреат Государственной премии РФ, премии Правительства России по науке, премии им. Ф.А. Цандера РАН, Международной премии "Глобальная энергия", заслуженный деятель науки РФ.

Родина высоко оценила вклад Б.И. Каторгина в развитие прикладной и практической науки и техники, он имеет правительственные награды - орден "Знак Почета", орден "За заслуги перед Отечеством III степени", орден "Ярослав Мудрый" 5 ст. (Украина). Награжден многочисленными ведомственными медалями. Является Почетным гражданином Московской области и города Химки.

После 2015 года Б.И. Каторгин продолжил работу в АО "НПО Энергомаш" в качестве советника генерального директора и по настоящее время, несмотря на почтенный возраст, активно участвует в формировании программ научно-технического развития родного Энергомаша. 



Борис Иванович на встрече с журналистами российских СМИ

# МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

## ОСНОВНЫЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ПРЕДПОСЫЛКИ СОЗДАНИЯ МЕТОДА ПРОГНОЗА ВЧ НЕУСТОЙЧИВОСТИ

Александр Иванович Бажанов, академик МИА  
Николай Юрьевич Кочетков, к.т.н., старший преподаватель ФГБОУ ВО "МАИ (НИУ)"  
Анатолий Алексеевич Сперанский, президент ИААБ, DExpert ISCED

*Работа является продолжением исследований возникновения ВЧ неустойчивости. На базе накопленного теоретического и экспериментального материала выводятся основные уравнения, определяющие динамику ВЧ колебаний. Предлагаются критерии, ограничивающие динамику возникновения колебаний и появления автоколебаний.*

*This work is a continuation of research on the occurrence of HF instability. Based on the accumulated theoretical and experimental material, the basic equations determining the dynamics of RF oscillations are derived. Criteria are proposed that limit the dynamics of the occurrence of oscillations and the appearance of self-oscillations.*

**Ключевые слова:** автоколебания, критерии возникновения колебаний и автоколебаний, главное уравнение колебательного звена.

**Keywords:** self-oscillations, criteria for the occurrence of oscillations and self-oscillations, the main equation of the oscillatory link.

Из результатов анализа предыдущего опыта по исследованию проблемы неустойчивости в ЖРД следует, что накопленный теоретический и экспериментальный материал не позволяет сделать прогноз возникновения и развития ВЧ колебаний, возникающих при отработке и эксплуатации ЖРД. Этот материал полезен при анализе аварийных ситуаций и может быть использован при подборе вариантов конструкции, улучшающих прототип.

Основная задача в данный момент имеет следующие составляющие:

- 1 - разработать методику прогнозирования начала колебательных движений газа (рабочего тела) внутри камеры сгорания или газогенератора в процессе работы двигательной установки;
- 2 - определить условия возникновения автоколебаний в данной конструкции;
- 3 - разработать методику расчета частот вращения газа при турбулентном течении;
- 4 - разработать алгоритм расчёта и в дальнейшем программу по определению возможности возникновения ВЧ колебаний (неустойчивости);

Ключевым моментом в решении данной задачи является установление причины возникновения неустойчивости. Той единственной причины, которая приводит к проявлению данного явления.

### Механизм возникновения колебаний в системе

Прежде чем говорить о возникновении неустойчивости в системе, следует ответить на два вопроса. Когда возникают колебания в системе? Когда эти колебания становятся автоколебаниями?

Чтобы ответить на эти вопросы, получим условия возникновения колебаний в камере сгорания и газогенераторе ЖРД. Воспользуемся газодинамическим уравнением Навье-Стокса в векторной форме:

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

Раскрывая субстанциональную производную и лапласиан, получаем:

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

Собираем все градиенты:

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \text{grad} \left( \frac{\rho}{\rho} + \frac{\vec{V}^2}{2} - \frac{4}{3} v \text{div} \vec{V} \right) + [\text{rot} \vec{V} \cdot \vec{V}] - \rho \text{grad} \frac{1}{\rho} + v \text{rot} \text{rot} \vec{V} = 0.$$

Оценим третий член под градиентом:

$$\text{div} \vec{V} = - \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dt} \frac{V_k}{V_k} = \frac{dm}{\rho V_k dt} = - \frac{\rho_k F_{kp} k}{\rho V_k \beta k} = - a^2 \frac{\pi_{kp} k}{a_{kp} L_{эф}}$$

Далее:

$$\frac{4}{3} v \text{div} \vec{V} = - a^2 \frac{1}{a_{kp} L_{эф} \frac{3}{v} 4 \cdot 0,57237 \cdot 1,16} = - a^2 \frac{0,8852}{a_{kp} L_{эф} \frac{v}}{v} \cong - \frac{a^2}{Re_{kp}}$$

Тогда общая запись под градиентом будет выглядеть:

$$a^2 \left( \frac{1}{\kappa} + \frac{M^2}{2} + \frac{1}{Re_{kp}} \right).$$

Причем третий член в скобке на много меньше, чем первые два, что дает основание перейти к уравнению Бернулли.

Поскольку трехчлен в скобке есть закон сохранения энергии, градиент равен нулю:

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + [\text{rot} \vec{V} \cdot \vec{V}] - \rho \text{grad} \frac{1}{\rho} + v \text{rot} \text{rot} \vec{V} = 0.$$

Умножаем скалярно на  $\vec{V}$ :

$$\vec{V} \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{V} [\text{rot} \vec{V} \cdot \vec{V}] + \vec{V} \cdot \frac{\rho}{\rho^2} \text{grad} p + \vec{V} \cdot v \text{rot} \text{rot} \vec{V} = 0.$$

Второй член пропадает, а третий превращается в производную:

$$\rho \vec{V} \cdot \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \frac{\rho}{\rho} \frac{dp}{dt} + \mu \vec{V} \cdot \text{rot} \text{rot} \vec{V} = 0.$$

На первый член воздействуем преобразованием Лежандра, а второй переводим в дивергенцию:

$$\frac{\partial \left( \rho \frac{\vec{V}^2}{2} \right)}{\partial t} - \frac{\vec{V}^2}{2} \frac{\partial \rho}{\partial t} - \rho \text{div} \vec{V} + \mu \vec{V} \cdot \text{rot} \text{rot} \vec{V} = 0.$$

Во втором члене переходим к числу Маха, а статическое давление считаем равным полному  $p = p_0$ :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} \frac{\vec{V}^2}{2} - \frac{M^2}{2} \frac{\partial \rho}{\partial t} - \rho_0 \text{div} \vec{V} + \mu \vec{V} \cdot \text{rot} \text{rot} \vec{V} = 0.$$

В соответствии с уравнением Бернулли переписываем:

$$-\frac{\partial \rho}{\partial t} - \frac{M^2}{2} \frac{\partial \rho}{\partial t} - \rho_0 \text{div} \vec{V} + \mu \vec{V} \cdot \text{rot} \text{rot} \vec{V} = 0;$$

$$\left( 1 + \frac{M^2}{2} \right) \frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho_0 \text{div} \vec{V} - \mu \vec{V} \cdot \text{rot} \text{rot} \vec{V} = 0.$$

Так как второй член в скобках намного меньше единицы, получаем:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \rho_0 \text{div} \vec{V} - \mu \vec{V} \cdot \text{rot} \text{rot} \vec{V} = 0.$$

Далее берем производную в точке, тем самым предполагая получить в каждой точке поля осциллятор:

$$\frac{\partial^2 p}{\partial t^2} - \mu \frac{\partial(\vec{V} \cdot \text{rot rot } \vec{V})}{\partial t} = 0.$$

Правую производную расписываем как произведение:

$$\frac{\partial^2 p}{\partial t^2} - \mu \cdot \text{rot rot } \vec{V} \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} - \mu \vec{V} \frac{\partial(\text{rot rot } \vec{V})}{\partial t} = 0.$$

Далее преобразуем:

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} = \frac{\partial \vec{V}}{\partial p} \frac{dp}{dt};$$

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} dp = \frac{\partial p}{\partial t} d\vec{V};$$

$$- \frac{\partial p \vec{V}^2}{\partial t} \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} = \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} \left( \rho \vec{V} \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \frac{M^2}{2} \frac{\partial p}{\partial t} \right).$$

За малостью второго члена в скобках получаем:

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} \frac{\partial p}{\partial t} = - \rho \vec{V} \frac{\partial \vec{V}}{\partial t}.$$

Тогда:

$$\frac{\partial p}{\partial t} = - \rho \vec{V} \frac{\partial \vec{V}}{\partial t},$$

или

$$\vec{V} \frac{\partial p}{\partial t} = - \rho \vec{V}^2 \frac{\partial \vec{V}}{\partial t}.$$

После чего:

$$\vec{V} \frac{1}{\rho \vec{V}^2} \frac{\partial p}{\partial t} = - \frac{\partial \vec{V}}{\partial t}.$$

Подставляем во второй член уравнения:

$$- \mu \vec{V} \cdot \text{rot rot } \vec{V} \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} = \mu \frac{1}{\rho \vec{V}^2} \vec{V} \cdot \text{rot rot } \vec{V} \frac{\partial p}{\partial t}.$$

По теореме о соотношении движений:

$$\vec{V} \cdot \text{rot rot } \vec{V} = \text{rot}^2 \vec{V} = 4\omega^2.$$

Получаем:

$$- \mu \vec{V} \cdot \text{rot rot } \vec{V} \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} = v \frac{4\omega^2}{\vec{V}^2} \frac{\partial p}{\partial t} = \frac{4v}{R^2} \frac{\partial p}{\partial t}.$$

где  $\vec{V}^2 = \omega^2 R^2$ .

Преобразуем далее третий член основного уравнения:

$$- \mu \vec{V} \frac{\partial(\text{rot rot } \vec{V})}{\partial t} = - v \rho \frac{\kappa \vec{V}^2 p}{\kappa \vec{V}^2 \rho} \frac{\partial(\text{rot rot } \vec{V})}{\partial t} = - v \frac{\kappa M^2}{\vec{V}^2} \rho \vec{V} \frac{\partial(\text{rot rot } \vec{V})}{\partial t}.$$

Преобразуем:

$$\text{rot rot } \vec{V} = \vec{V} \frac{\text{rot rot } \vec{V}}{\vec{V}^2} = 4 \frac{\vec{V}}{\vec{V}^2} \omega^2 = \frac{4\vec{V}}{R^2} = 4 \frac{\omega}{R}.$$

### Главное уравнение колебательного звена

Далее получаем:

$$- \mu \vec{V} \frac{\partial(\text{rot rot } \vec{V})}{\partial t} = - 4v \frac{\kappa M^2}{\vec{V}^2} \rho \vec{V} \frac{\partial \left( \frac{\omega}{R} \right)}{\partial t} = - 4v \frac{\kappa M^2}{\vec{V}^2} \rho \vec{V} \frac{\partial \left( \ln \frac{R}{\omega} \right)}{\partial t}.$$

Окончательно получаем главное уравнение колебательного звена, справедливое для точки. Другими словами, получаем зависимость колебания осциллятора в каждой точке поля:

$$\frac{\partial^2 p}{\partial t^2} + \frac{4v}{R^2} \frac{dp}{dt} + 4v \frac{\kappa M^2}{R^2} \rho \frac{\partial \left( \ln \frac{R}{\omega} \right)}{\partial t} = 0.$$

Статическое давление можно представить в виде суммы сред-

него давления в камере и возможного колебательного давления в случае неустойчивости процесса:  $p = \bar{p} + \tilde{p}$ , тогда:

$$\frac{\partial^2 \tilde{p}}{\partial t^2} + \frac{4v}{R^2} \frac{d\tilde{p}}{dt} + 4v \frac{\kappa M^2}{R^2} \tilde{p} \frac{\partial \left( \ln \frac{R}{\omega} \right)}{\partial t} = 4\mu \omega^2 \frac{\partial \left( \ln \frac{R}{\omega} \right)}{\partial t}.$$

Далее введем критерии:

$$Be = \frac{v}{R^2 \omega_0}, \quad Me = \kappa M^2 \frac{\partial \left( \ln \frac{R}{\omega} \right)}{\partial t}, \quad \bar{t} = \frac{t \omega_0}{2\pi}.$$

Здесь  $\omega_0$  - собственная частота.

Уравнение перепишем в виде:

$$\frac{d^2 \tilde{p}}{dt^2} + 8\pi Be \frac{v}{R^2} \frac{d\tilde{p}}{dt} + 8\pi Be Me \tilde{p} = 8\pi R \mu \frac{\omega}{\omega_0} \frac{\partial \left( \ln \frac{R}{\omega} \right)}{\partial t}.$$

Последнее уравнение является линейным дифференциальным уравнением второго порядка с нелинейной правой частью и решается методом характеристических уравнений:

$$x^2 + 8\pi Be x + 8\pi Be Me = 0.$$

Решением характеристического уравнения является выражение:

$$x_{1,2} = \frac{-8\pi Be \pm \sqrt{64\pi^2 Be^2 - 32\pi Be Me}}{2}.$$

В случае отрицательного дискриминанта главное уравнение колебательного звена будет иметь колебательное решение. Итак:

$$64\pi^2 Be^2 - 32\pi Be Me < 0$$

$$Me/Be > 2\pi.$$

Это единственное необходимое условие возникновения колебаний в системе. Но этого условия недостаточно чтобы процесс неустойчивости реализовался. Необходимо достаточное условие, определяющее условие автоколебаний.

Рассмотрим внимательно полученный критерий:

$$\frac{\kappa M^2 \frac{\partial \left( \ln \frac{R}{\omega} \right)}{\partial t}}{v} > 8\pi.$$

После преобразований он превратится в следующее неравенство:

$$\frac{\kappa M^2 R^2}{v} \frac{d \left( \ln \frac{\vec{V}}{\omega^2} \right)}{dt} > 1,$$

или

$$\frac{\kappa M^2 R^2}{v} \frac{d \left( \frac{\vec{V}}{\omega^2} \right)}{dt} > 1.$$

Переходя к скоростям, получим:

$$\frac{\kappa \vec{V}^3}{v a} \frac{d \left( \frac{\vec{V}}{\text{rot}^2 \vec{V}} \right)}{dt} > \frac{\lambda}{4}.$$

Перепишывая неравенство через собственную частоту, получаем критерий Релея:

$$\frac{\kappa \vec{V}^3 \omega_0}{v a^2} \frac{d \left( \frac{\vec{V}}{\text{rot}^2 \vec{V}} \right)}{dt} > \frac{\pi}{2}.$$

Полученные неравенства гарантируют условия только лишь возникновения колебаний. Такие колебания могут возникнуть в РДТТ и других химических двигателях. Но это, как уже не раз повторялось, вовсе не автоколебания, и они, в конце концов, либо затухнут, либо "раскачаются". Автоколебания - это вынужденные гармонические колебания, и график зависимости их амплитуды от

времени строгая синусоида, а период и частота суть постоянные величины.

Получим достаточное условие для автоколебаний.

**Возникновение автоколебаний**

Итак, необходимое условие существования колебаний  $\Phi Z > 1/4$ . Теперь найдем достаточное условие возникновения автоколебаний. Для этого приравняем дисперсный член справа к диссипативному второму слева:

$$\frac{4\nu}{R^2} \frac{d\bar{\rho}}{dt} = 4\mu \omega^2 \frac{d\left(\ln \frac{\omega}{R}\right)}{dt}$$

или

$$\frac{1}{R^2} \frac{d\bar{\rho}}{dt} = 4\rho \omega^2 \frac{d\left(\ln \frac{\omega}{R}\right)}{dt}$$

Раскрываем:

$$d\bar{\rho} = -d\left(\rho \frac{\bar{V}^2}{2}\right)$$

и получаем:

$$d \ln \left(\rho \frac{\bar{V}^2}{2}\right) = d \ln \left(\frac{R}{\omega}\right)^2$$

Далее интегрируем:

$$\ln \left(\rho \frac{\bar{V}^2}{2}\right) - \ln \left(\frac{R}{\omega}\right)^2 + \text{const} = 0$$

и потенцируем:

$$\rho \frac{\bar{V}^2}{2} \left(\frac{\omega}{R}\right)^2 + \text{const} = 0.$$

Откуда получаем, что

$$\rho \omega^4 = \text{const} \text{ или } \omega \rho^{1/4} = \text{const}.$$

Таким образом, если произведение плотности на угловую скорость газового потока в четвертой степени будет величиной постоянной, то будет выполнено достаточное условие существования автоколебаний, а значит, возникнет неустойчивость. Проанализируем последнее утверждение о том, когда оно будет выполняться. Рассмотрим три случая:

1. Если плотность будет изменяться с течением времени как  $1/\omega^4$ , то этот случай невозможен физически.

2. Если считать, что  $\sqrt[4]{\rho \omega} = \text{const}$ , где высокое значение корня превращает подкоренное выражение практически в единицу и тогда реализуется постоянство угловой скорости вращения вихря (частоте вихря), но и это все-таки приближение.

3. Наиболее правильный случай, когда плотность и частота вращения одновременно постоянны:  $\rho = \text{const}$ ,  $\omega = \text{const}$ .

Понимая под плотностью величину обратную удельному объёму, делаем вывод о том, что для достаточного условия требуется постоянство объёма камеры или свободного объёма внутри РДТТ. Другими словами, для реализации достаточного условия требуется постоянство геометрии и установившегося течения. Этот результат реализуется для ЖРД, но никогда не сможет реализоваться в РДТТ. Эта задача является эксклюзивной для ЖРД.

Учитывая сказанное, основным условием достаточности будет постоянство угловой скорости, так как именно она определяет частоту собственных колебаний системы  $\omega_0$ .

Действительно, если выполняется условие автоколебаний, то главное уравнение колебательного звена приобретает следующий вид:

$$\frac{d^2 \bar{\rho}}{dt^2} + 4\nu \frac{\kappa M^2}{R^2} \frac{\partial \left(\ln \frac{R}{\omega}\right)}{\partial t} \bar{\rho} = 0.$$

Но это гармоническое уравнение, решением которого явля-

ется синусоидальная функция, а коэффициент при втором члене есть квадрат собственной частоты колебаний. Тогда:

$$\omega_0^2 = 4\nu \frac{\kappa \bar{V}^3}{\alpha^2 R^4} \frac{d \frac{\bar{V}}{\omega^2}}{dt},$$

откуда следует зависимость собственной частоты от частоты вращения турбулентного вихря. И тогда становится понятной физическая картина процесса: пространственная циклика ( $\omega$ ) переходит во временную ( $\omega_0$ ).

Таким образом, чтобы возникла неустойчивость, требуется выполнение необходимого ( $\Phi Z > 1/4$ ) и достаточного ( $\omega = \text{const}$ ) условий для поля скоростей. Вспомним, что соотношение для осцилляторов получены конкретно для каждой точки поля скоростей. Другими словами, для получения критериев необходимо рассчитать поле скоростей внутри системы  $\bar{V}(x, y, z)$ . После чего необходимо по этим значениям для поля рассчитать критерии устойчивости и определить зоны, где эти критерии превышают допустимые. Для наглядности области поля, где возникает неустойчивость, можно специально выделить.

Возможно возникновение в одном объёме нескольких областей неустойчивости со своими значениями частот. В этом случае следует дополнительно решать задачу синхронизации с выделением резонансных областей.

Необходимое и достаточное условие можно объединить в одно, и тогда оно сильно упрощается:

$$\frac{\kappa}{\nu \alpha^2 \omega^2} \frac{\partial |\bar{V}|^4}{\partial t} > 4$$

или

$$\frac{\kappa M^2}{\mu \omega^2} \frac{\rho \partial \frac{|\bar{V}|^4}{2}}{\partial t} > 4$$

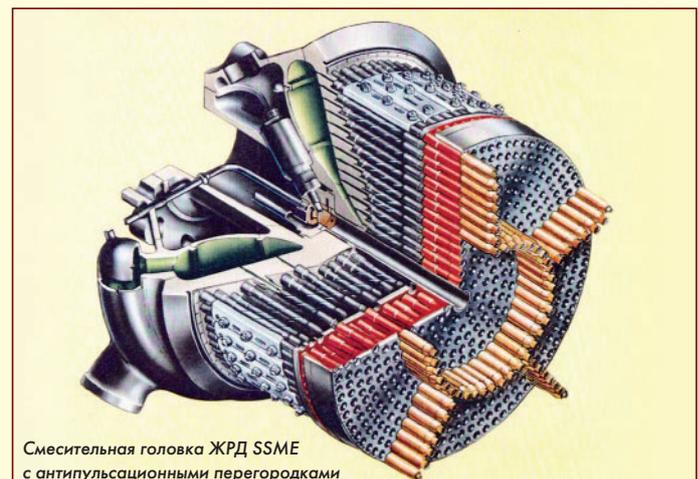
Возможны и другие преобразования, и они будут уместны при непосредственном создании программных комплексов.

Полученные критерии справедливы для общего случая систем, работающих в условиях вихреобразования на высокоэнтальпийных сжимаемых рабочих телах. При этом в каждом таком устройстве возможно возникновение неустойчивости. Не является принципиальным вопрос о величине частоты колебаний. Низкочастотные колебания до 10 Гц, как и высокочастотные 1000 Гц также будут появляться в равной степени при условии выполнения полученных критериев. □

**Список источников**

1. Неустойчивость горения в ЖРД. Под редакцией Д.Т. Харрье и Ф.Г. Ридона. М.: Мир, 1975.
2. Б.В. Раушенбах. Вибрационное горение. М.: Гос. изд-во физико-математической литературы, 1961. 500 с.
3. Крокко Л., Чжен Синь-и. Теория неустойчивости горения в жидкостных ракетных двигателях. М.: Иностранная литература, 1958. 351 с.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com



# ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МЕТОД ПОЛУЧЕНИЯ ПРЕДЕЛЬНОЙ ЛИНИИ ТОКА

ФГБОУ ВО "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (МАИ):

**Юрий Михайлович Кочетков**, д.т.н., профессор

**Николай Юрьевич Кочетков**, к.т.н., старший преподаватель

**Георгий Давидович Эзугбая**, аспирант

*В работе изложен новый инженерный метод профилирования сверхзвуковых сопел, основанный на экспериментальных результатах полученных при исследовании разгаров в соплах модельного РДТТ. Изложен экспериментальный метод уноса массы применительно к определению периферийных пристеночных линий тока. Получена универсальная зависимость формы линии тока, соотношение параметров и углов наклона кривых уноса, соответствующих предельным значениям, определяющим линию тока контура сопла.*

*The paper describes a new engineering method for profiling supersonic nozzles, based on experimental results obtained in the study of flare in the nozzles of a model RCTT. An experimental method of mass entrainment is described in relation to the determination of peripheral wall current lines. A universal dependence of the shape of the streamline, the ratio of parameters and the angles of inclination of the entrainment curves corresponding to the limit values defining the streamline of the nozzle contour is obtained.*

**Ключевые слова:** турбулентность, метод уноса массы, экспериментальная линия тока, координаты контура сопла, профилирование сопел.

**Keywords:** turbulence, mass entrainment method, experimental streamline, nozzle contour coordinates, nozzle profiling.

Проблема профилирования сверхзвуковых сопел ракетных двигателей является ключевой во всём процессе разработки и создания перспективных изделий космического назначения. Сверхзвуковое сопло определяет главную базовую характеристику всей ракеты и носителя - удельный импульс тяги, который в свою очередь обеспечивает заданную скорость полёта и траекторию космического аппарата.

За период существования ракетной науки разработано достаточно большое количество методов профилирования сверхзвуковых сопел, написано много книг и методических пособий на эту тему, но, тем не менее, в этом направлении ещё остаётся много нерешённых проблем и, в основном, эти проблемы связаны с незнанием нюансов сверхзвукового течения и, как следствие, появлением необоснованных дополнительных сложностей в расчётном процессе. Дело всё в том, что сверхзвуковое течение рассматривается и исследуется с помощью традиционных уравнений движения Навье-Стокса и его неудачного упрощения - уравнения Рейнольдса. Эти уравнения в общей записи содержат члены, отвечающие за описания и ламинарных, и турбулентных течений. Они либо используются напрямую с помощью лобового расчёта, и тогда, как правило, расчёты приобретают сложный, в лучшем случае единственный характер с большой затратой технических и временных ресурсов, либо уравнения необоснованно сильно упрощаются до уравнений Эйлера и тогда применяются известные классические методы (вариационный метод и метод характеристик).

К расчёту полных уравнений, учитывающих ламинарный и турбулентный режимы течений - то есть уравнений Навье-Стокса и Рейнольдса для сверхзвуковой области течения, прибегают редко в силу нерациональности таких расчетов. А использование уравнений Эйлера, строго говоря, не решает проблему профилирования. Однако основные методы профилирования разработаны на базе именно уравнения Эйлера.

В работе [1] сделан обзор этих методов. Наиболее цитируемые среди них вариационные методы [2, 3, 4] и методы, построенные на решении обратной задачи, теории сопла [5, 6] с помощью характеристик. Ещё известен способ нахождения оптимальных контуров в заданном классе кривых путём целенаправленного перебора [7]. Этот способ прост в обращении и позволяет успешно решать широкий класс задач.

При проектировании ракетных двигателей удобно пользоваться инженерными методами, построенными на аппроксимаци-

онных зависимостях, и позволяющих выстраивать контуры с помощью начертательной геометрии [8, 9]. Эти методы широко применяются при эскизных проработках и при выборе оптимальных размеров сопел. Очевидно, что наиболее правильным способом профилирования был бы способ, отличный от традиционного идеального, а учитывающий реальные свойства газов: вязкость и сжимаемость. Такой способ был предложен в работе [10]. Он построен на ламинарном уравнении, учитывающем факт отсутствия в сверхзвуковых потоках турбулентности. В работе были получены уравнения характеристик и совместности, необходимые для реализации сеточных методов.

В данной работе изложен ещё один новый инженерный метод, учитывающий реальные свойства продуктов сгорания ракетных двигателей. Метод основан на экспериментальных зависимостях, полученных при исследовании динамики разгара конических сверхзвуковых сопел.

### Экспериментальные исследования

Целью экспериментальных исследований было определение линий разгара в конических соплах с целью их дальнейшего обобщения и получения универсальных зависимостей. Исследования проводились на уносимых модельных соплах из фторопласта с полууглами наклона контура в диапазоне от 0 до 65 градусов [11]. Унос происходил под воздействием на поверхность каждого конкретного сопла высокоэнтальпийного потока, генерируемого в камере модельного РДТТ. Температура продуктов сгорания достигала 3500 К, а давление порядка 5 Мпа. Время работы набиралось повторными запусками по 0,5 - 0,7 секунд, а суммарное время достигало 5 - 6 секунд. На рис. 1. представлена схема модельной установки.

В экспериментах толщина свода заряда соответствовала своду единичного пуска в процессе работы. Было установлено, что наибольший разгар получается при цилиндрическом сопле, когда угол конусности равен нулю. Был зафиксирован случай безносного сопла, когда полуугол конуса равнялся 65°.

В процессе разгара сопло приобретало характерную форму в виде закритической ямы. При этом на кривой разгара возникали характерные особенности непосредственно за критическим сечением в области стыка двух материалов: неуносимого тупого лавкого (ВНДС-1) и легко уносимого фторопласта, где образовывалась угловая точка. В этой области появлялась излом контура

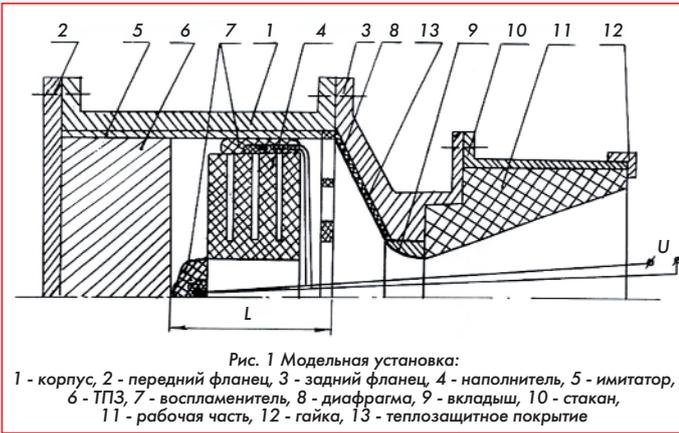


Рис. 1 Модельная установка:  
1 - корпус, 2 - передний фланец, 3 - задний фланец, 4 - наполнитель, 5 - имитатор, 6 - ТПЗ, 7 - воспламенитель, 8 - диафрагма, 9 - вкладыш, 10 - стакан, 11 - рабочая часть, 12 - гайка, 13 - теплозащитное покрытие

при постоянном угле наклона, не изменяющимся в процессе работы и, как было установлено, зависящим только от угла наклона конического сопла. На некотором расстоянии кривая уноса имела максимум. Далее кривая имела область падения и асимптотически приближалась к линии контура конического сопла. Рост кривой от угловой точки до максимального значения имел плавную зависимость, а сама кривая уноса была направлена выпуклостью от потока. Очевидно, что в исследуемой области было реализовано течение Прандтля-Майера и линия тока также соответствовала линии Прандтля-Майера.

**Обобщение экспериментальных зависимостей**

После экспериментов было проведено количественное исследование контура сопла. Он обмерялся в каждом эксперименте до и после испытаний. Строились зависимости величин линейного уноса от координаты вдоль образующей конуса. При этом с большой точностью были получены обобщающие кривые и получена обобщающая формула для безразмерной кривой уноса:

$$\frac{\delta}{\delta_{\max}} = \sin \frac{\pi}{2} \frac{S}{S_{\max}}$$

а также связь максимального значения уноса в зависимости от его координаты:

$$\frac{\delta_{\max}}{S_{\max}} = 0,525 - 0,25 \operatorname{tg} \theta_{\text{вх}}$$

Здесь  $\theta = \theta_{\text{вх}}$  - полуугол наклона конуса сопла, равный углу на входе. Зависимости носят универсальный характер. Было выявлено, что форма кривых в результате всех обобщений модельных экспериментов, а также большого числа результатов натурных испытаний не зависят от параметров испытаний, свойств продуктов сгорания и материалов сопла. Проведённый сравнительный анализ показал, что теоретическая линия тока для плоского случая течения Прандтля-Майера хорошо совпадает с полученными экспериментальными данными, что говорит о том, что осесимметричный аспект будет незначительно влиять на течение за угловой точкой.

Полученная экспериментальная зависимость может быть использована при инженерном профилировании сверхзвуковых сопел, и в отличие от параболы, используемой традиционно при профилировании, например в работах [8, 9], предлагаемая зависимость подкреплена экспериментальными исследованиями, является более точной и явно отражает реальные свойства газов. Заложенный в данную универсальную формулу широкий диапазон параметров позволяет утверждать, что новая методика профилирования будет успешно использована для профилирования как при малых, так и при больших габаритах сопел.

**Разработка инженерного метода профилирования сопел ракетных двигателей**

При разработке метода профилирования будем ориентироваться на схему, построенную на основании экспериментальных исследований. Контуром сопла будем считать линию уноса, построенную относительно оси будущего сопла и отложенную на образу-

ющей базового конического сопла. При этом базовое коническое сопло имеет полуугол наклона  $\theta = \theta_{\text{вх}}$ , заданный в техническом задании (ТЗ). Он же будет, соответственно, равен углу на входе сопла. На рис. 2 схематично изображены основные геометрические параметры профилирования.

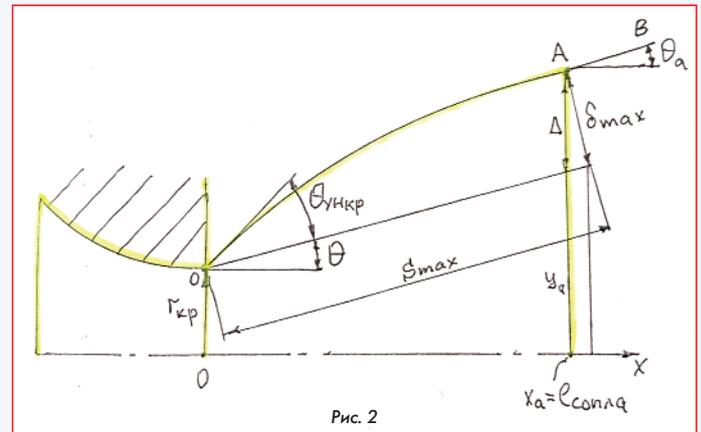


Рис. 2

Очевидно, что сопло по аналогии с работой [9] будет иметь угловую точку. При этом считается, что координаты и углы наклона контура в точках O и A, а также длина сверхзвуковой части сопла заданы [9]. Для расчёта отдельных геометрических параметров потребуются универсальные зависимости:

$$\frac{\delta_{\max}}{S_{\max}} = 0,525 - 0,25 \operatorname{tg} \theta$$

$$\frac{\delta}{\delta_{\max}} = \sin \frac{\pi}{2} \frac{S}{S_{\max}}$$

Так же потребуется зависимость для угла наклона кривой уноса. Для этого найдем производную:

$$\delta' = \left( \delta_{\max} \sin \frac{\pi}{2} \frac{S}{S_{\max}} \right)' = \operatorname{tg} \theta_{\text{yh}}$$

Получаем:

$$\begin{aligned} \theta_{\text{yh}} &= \operatorname{arc} \operatorname{tg} \left[ \frac{\pi}{2} \frac{\delta_{\max}}{S_{\max}} \cos \frac{\pi}{2} \frac{S}{S_{\max}} \right], \\ \theta_{\text{yh}} &= \operatorname{arc} \operatorname{tg} \left[ \frac{\pi}{2} (0,525 - 0,25 \operatorname{tg} \theta) \cos \frac{\pi}{2} \frac{S}{S_{\max}} \right] = \\ &= \operatorname{arc} \operatorname{tg} \left[ \frac{\pi}{2} (0,525 - 0,25 \operatorname{tg} \theta) \sqrt{1 - \sin^2 \frac{\pi}{2} \frac{S}{S_{\max}}} \right]. \end{aligned}$$

Тогда:

$$\theta_{\text{yh}} = \operatorname{arc} \operatorname{tg} \left[ \frac{\pi}{2} (0,525 - 0,25 \operatorname{tg} \theta) \sqrt{1 - \left( \frac{\delta}{\delta_{\max}} \right)^2} \right].$$

Отсюда угол контура сопла получим как сумму:

$$\theta_c = \theta + \theta_{\text{yh}} = \theta + \operatorname{arc} \operatorname{tg} \left[ \frac{\pi}{2} (0,525 - 0,25 \operatorname{tg} \theta) \sqrt{1 - \left( \frac{\delta}{\delta_{\max}} \right)^2} \right].$$

Прирост ординаты контура найдем как:  $\Delta = \delta_{\max} / \cos \theta$ . Или  $\delta_{\max} = \Delta \cos \theta$ .

Далее найдем ординату на срезе искомого контура как сумму:

$$y_a = y_{\text{кон}_a} + \delta_{\max} / \cos \theta.$$

Она задана в ТЗ, тогда:

$$\delta_{\max} = (y_a - y_{\text{кон}_a}) \cos \theta.$$

Текущее значение контура найдется как:

$$y = y_{\text{кон}} + \delta / \cos \theta,$$

тогда

$$\delta = (y - y_{\text{кон}}) \cos \theta.$$

Значение абсциссы контура на срезе:

$$x_a = S_{\max} \cos \theta - \delta_{\max} \sin \theta,$$

а текущее значение:

$$x = S \cos \theta - \delta \sin \theta = S \cos \theta - (y - y_{\text{кон}}) \cos \theta \sin \theta.$$

Координата образующей найдётся в следующем виде:

$$S = \frac{x}{\cos\theta} + (y - y_{\text{кон}})\cos\theta \sin\theta \frac{1}{\cos\theta} = \frac{x}{\cos\theta} + (y - y_{\text{кон}})\sin\theta.$$

Значение  $S$  в точке максимума уноса будет:

$$S_{\text{max}} = \frac{x_0}{\cos\theta} + (y_0 - y_{\text{кон}0})\sin\theta.$$

Координаты  $x_0$  и  $y_0$  известны из ТЗ.

Тангенс угла наклона сопла найдем по следующей формуле:

$$\text{tg}\theta_c = dy/dx.$$

Отсюда получаем:

$$dy = \text{tg}\left[\theta + \text{arc tg} \frac{\pi}{2} (0,525 - 0,25\text{tg}\theta)\right] \sqrt{1 - \left(\frac{y - y_{\text{кон}}}{y - y_{\text{кон}0}}\right)^2} dx.$$

От этого выражения берём интеграл:

$$y = \int dy = \int \text{tg}\left[\theta + \text{arc tg} \frac{\pi}{2} (0,525 - 0,25\text{tg}\theta)\right] \sqrt{1 - \left(\frac{y - y_{\text{кон}}}{y - y_{\text{кон}0}}\right)^2} dx.$$

Полученное соотношение является формулой, по которой можно рассчитать предельную линию тока, а значит и контур соп-

ла. Результаты расчетов контура по данной зависимости были сопоставлены с расчетами профиля по методике [9] с применением параболической аппроксимации (рис. 3) и показали удовлетворительное совпадение.

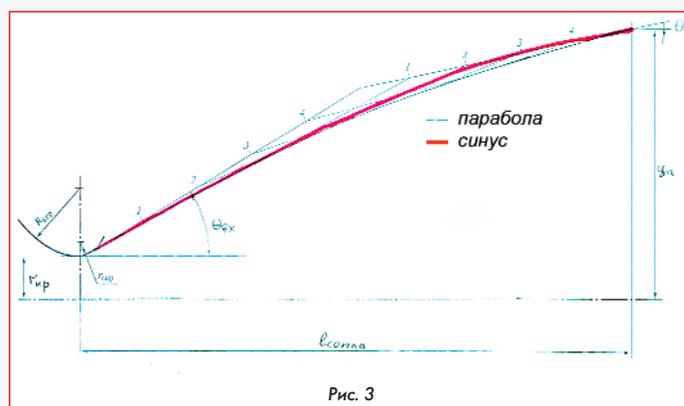


Рис. 3

Из рисунка видно, что контур, спрофилированный по синусу более наполненный.

**Список источников:**

1. В.В. Семёнов, А.А. Сергиенко, И.Э. Иванов, И.А. Крюков. Профилирование круглых сопел и регулирование их высотности. М.: Вузовская книга, 2018.
2. Guderley K.G. Hants H.E. Beste Formen fur archen symmetrische Ubers hallshubdussen // Flugwiss 1955 В. 3. Н. 9.
3. Ю.Д. Шмыглевский. Вариационные задачи газодинамики сверхзвуковых течений // Доклады АН СССР.1957. том 113, № 3.
4. Rao, G.V.R. Approximation of optimum thrust nozzle contour. ARS journal, vol. 30 no 6, june 1960.
5. У.Г. Пирумов, Г.С. Росляков. Газовая динамика сопел. М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1990.
6. В.И. Киреев, В.И. Войновский. Решение обратной задачи профилирования новых классов сверхзвуковых сопел и каналов сеточно-характеристическим методом и методом Годунова // Численные методы механики сплошной среды, Новосибирск, 1982. том 13, № 3.
7. Н.Б. Пономарёв. Прямая оптимизация сопел ракетных двигателей // Сборник ракетно-космической техника, вып. 2, 1992 год.
8. РАО Г. Последние достижения в профилировании ракетных сопел // Ракетная техника, 1961. № 1.
9. В.Д. Курпатенков. Расчёт профиля сопла с изломом образующей (угловое сопло). М.: МАИ, 1975.
10. Ю.М. Кочетков, М.К. Мкртчян. Профилирование сверхзвуковых сопел ракетных двигателей при условии соблюдения реальных свойств продуктов сгорания сеточно- характеристическим методом. М.: Вестник машиностроения, 2024. том. 103, № 10.
11. Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность в конических соплах // Двигатель. 2024. № 3-4.
12. Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность. Автомодельность процесса уноса материала в закритической части сверхзвукового сопла РДТТ // Двигатель. 2022. № 1-3.

Связь с авторами: [swgeorgy@gmail.com](mailto:swgeorgy@gmail.com)

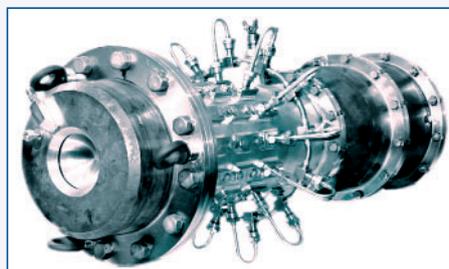
**ИНФОРМАЦИЯ. Пульсирующий детонационный двигатель**

Разработкой пульсирующего детонационного двигателя (ПДД) занимаются многие авиационные двигателестроительные компании и научные организации. И вот к ним присоединился Университет Цинхуа из Пекина, учёные из которого в конце 2024 года заявили о разработке своего варианта ПДД.

Напомним, что этим двигателем в России занимается ОКБ им. А. Люльки, и первые сообщения о разработке здесь ПДД появились ещё в 2011 г., а об испытаниях первого экспериментального двигателя - в 2013 г. Тогда двигатель тягой 100 кгс продемонстрировал свою экономичность.

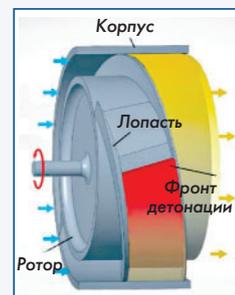
В 2017 году в ОКБ был испытан разработанный ПДД с двухстадийным сжиганием керосиновоздушной топливной смеси. Его испытания в турбореактивном и прямоточном режимах подтвердили, что мощность и расход топлива у него в полтора раза лучше, чем у существующих реактивных двигателей. Изменением режима работы двигателя удалось регулировать его тягу, что для ПДД является достаточно серьёзной проблемой. В 2021 г. в ОКБ состоялась испытания демонстратора прямоточного пульси-

рующего детонационного двигателя с блоком газодинамических резонаторов тягой 1600 кгс. На отдельных режимах у этого двигателя удельная тяга была на 50 % больше, чем у существующих газотурбинных двигателей. Соответственно, у него был и меньше удельный расход горючего.



Ожидается, что применение ПДД позволит повысить максимальную дальность и полезную нагрузку летательных аппаратов в 1,3...1,5 раза.

Что касается китайской разработки, то она относится к детонационным двигателям с роторным компрессором. В этом двигателе воздух сжимается роторным компрессором со спиральными лопастями, размещёнными в неподвижном корпусе. Между лопастями находится канал переменной сечения, который позволяет сжимать воздух, а после подачи топлива происходит сжатие топливо-воздушной смеси в оптимальных условиях для её воспламенения под воздействием ударных волн.



Дополнительно были проведены испытания этого двигателя на водородно-воздушной топливной смеси, в ходе которых было получено увеличение пропульсивного давления в три раза. Моделирование подтвердило возможность стабильного горения на скоростях до 4,2 Маха. Китайские специалисты продолжают работать над решением технических проблем, связанных со стабилизацией детонационных волн.

# ФИНАНСОВЫЙ АНАЛИЗ РЕНТАБЕЛЬНОСТИ ПРОИЗВОДСТВА ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

**Аделия Юрьевна Бурова,**

старший преподаватель ФГБОУ ВО "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (МАИ)

**Капитолина Юрьевна Бурова,** главный специалист АО "Тинькофф Банк"

**Карина Анатольевна Григорова,** ведущий специалист ЗАО "Лада-Имидж"

**Елизавета Сергеевна Умникова,**

студент ФГБОУ ВО "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (МАИ)

*Рассмотрена проблема, связанная с исследованием возможности оценки рентабельности водородизации гражданской авиации, актуальность которой обусловлена развитием водородной энергетики. Цель исследования – выбор методов финансового анализа рентабельности проектирования, производства и продаж авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе. При выполнении исследования применялись методы сравнительного анализа и программного моделирования. Результаты исследования показали и подтвердили возможность использования результатов выбора методов финансового анализа для оценки рентабельности водородизации авиационного двигателестроения. Предложена методология этого анализа.*

*The problem related to the study of the possibility of assessing the profitability of the hydrogenation of civil aviation, the relevance of which is due to the development of hydrogen energy, is considered. The purpose of the study is to select methods for financial analysis of the profitability of designing, manufacturing and selling aircraft engines capable of running on hydrogen fuel. Methods of comparative analysis and software modeling were used in the study. The results of the study showed and confirmed the possibility of using the results of the choice of financial analysis methods to assess the profitability of hydrogen generation in the aircraft engine industry. The methodology of this analysis is proposed.*

**Ключевые слова:** водородный двигатель, гражданская авиация, жидкий водород, коэффициент рентабельности, финансовый анализ.

**Keywords:** hydrogen engine, civil aviation, liquid hydrogen, profitability coefficient, financial analysis.

Таблица 1

Условное наименование и стоимость производимых различными методами сортов водорода и объемы их производства\*

Наименование процесса производства водорода	Условное наименование сорта водорода	Стоимость производимого водорода, \$/кг	Прогнозируемая стоимость водорода, включая хранение и доставку, \$/кг	Объемы, %
Паровой реформинг метана	Голубой водород	2 - 5	2 - 2,5	78
Конверсия природного газа (метана)	Серый водород			
Газификация угля	Коричневый водород	2 - 2,5	1,5	18
Водород из атомной энергии	Розовый (красный) водород	2,33	-	4
Электролиз воды	Зеленый водород	6 - 7* <sup>1</sup>	4	
		7 - 11* <sup>2</sup>	3	
		10 - 30* <sup>3</sup>	3 - 4	

\*Иллюстративное цитирование табличных данных с общедоступных интернет-сайтов по адресам: <https://eurobion.info/generator-vodoroda-ekonomiceskaa-obosnovannost-kpd-stoimost-ustanovki-srok-sluzby/> и <https://aquaecology.group/otrasli/energetika/vodorodnaya-energetika/>

\*<sup>1</sup> - электричество от промышленной сети,

\*<sup>2</sup> - электричество от ветряных генераторов,

\*<sup>3</sup> - электричество от гелиоустановок.

## Введение

Жидкий водород рассматривается как реальная альтернатива керосиновому топливу среднемагистральных и дальнемагистральных самолетов [1]. Применение сжатого сжиженного водорода для этих воздушных судов обеспечит значительное увеличение дальности действия пассажирской авиации. Криогенное охлаждение водорода с последующим сжатием до 240 атмосфер позволяет поднять плотность такого авиационного топлива и, следовательно, запасаемой энергии.

Однако, при современном уровне производства водородное топливо уступает авиационному керосину по энергетической эффективности. А применение водородного топлива для заправки магистральных самолетов потребует изменения их конструкции и создания новой топливной инфраструктуры в гражданской авиации. Поэтому, использование водорода в качестве авиационного топлива может увеличить производственные и эксплуатационные расходы на пассажирскую авиацию.

Различная себестоимость производства и хранения водорода, полученного различными способами, и необходимость развития инфраструктуры для заправки воздушных судов гражданской авиации водородным топливом усложняют проблему оценки рентабельности водородизации авиационного двигателестроения (см. Таблицу 1). Развитие водородной энергетики обусловило начало работ по производству водородных двигателей, рентабельность которого можно оценить методами финансового анализа. А перспективность использования водорода для нужд гражданской авиации актуализирует исследование возможностей финансового анализа рентабельности водородизации авиационного двигателестроения.

## Цель и методы исследования

Цель исследования - выбор методов финансового анализа рентабельности проектирования, производства и продаж авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе. При выполнении исследования применялись методы сравнительного анализа и программного моделирования.

## Результаты исследования

Результаты исследования показали и подтвердили возможность количественной оценки рентабельности водородизации авиационного двигателестроения методами финансового анализа.

При выполнении этого исследования проводился модельный эксперимент, в ходе которого вычислялись различные коэффициенты рентабельности. На программных моделях оценивалась минимальная рентабельность проектирования, производства и продаж водородных двигателей для среднемагистральных и дальнемагистральных самолетов, которая могла бы покрывать обязательные внешние платежи (НДС, налог на прибыль и проценты по кредитам), и дополнительная рентабельность, которая обеспечивала бы окупаемость инвестиций и формирование валовой прибыли или убытков от продаж таких двигателей.

Необходимая рентабельность водородизации авиационного двигателестроения в этом эксперименте определялась суммированием её минимальной рентабельности и дополнительной рентабельности с учётом затрат на проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, на организацию серийного производства авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе, и на ввод их в эксплуатацию. Учитывалась также разница между чистой прибылью, рассчитываемой после вычета налогов и обязательных платежей, и балансовой (общей) прибылью, рассчитываемой до их вычета. Применялся методический подход к оценке инвестирования авиационной двигателестроительной отрасли и итерационный метод оценки цены контракта на проектирование авиационной техники при её проектировании под заданную стоимость [2-9].

Экспериментальное моделирование, проведенное в рамках этого исследования, обеспечило объективность выбора методов финансового анализа рентабельности проектирования, производства и продаж водородных двигателей для среднемагистральных и дальнемагистральных самолетов и определения необходимого и достаточного состава методологии такого анализа. Предлагается методология, в составе которой следующие методы:

1 - метод расчёта коэффициента рентабельности проекта водородизации авиационных двигателей *ROI (Return on Investment)* как отношения общей (чистой) прибыли от реализации этого проекта и амортизационных расходов на него к сумме инвестиций (затратам) на его запуск;

2 - метод расчёта коэффициента рентабельности (индекса доходности) проекта водородизации авиационного двигателестроения *PI (Profitability Index)* или *VIR (Value Investment Ratio)* как отношения ожидаемого дохода от проектирования, производства и продаж водородных двигателей для среднемагистральных и дальнемагистральных самолетов (дисконтированных денежных потоков от инвестиций) к начальной сумме инвестиций в этот проект, которое, указывая на созданную ценность за единицу инвестиций, помогает оценить привлекательность проекта для инвесторов;

3 - метод расчёта коэффициента валовой рентабельности проекта водородизации авиационного двигателестроения *COGS (Cost Of Goods Sold)* как разницы между выручкой от продажи (продажной цены) авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе, и их себестоимостью (затратам на проектирование и производство этих двигателей за исключением таких косвенных постоянных затрат, как офисные расходы, арендная плата и административные расходы), выраженной в процентах от выручки;

4. метод расчёта коэффициента отдачи финансов, вложенных в проект водородизации авиационного двигателестроения (коэффициента рентабельности инвестированного, перманентного капитала) *ROIC (Return on Invested Capital)* как отношения чистой операционной прибыли от проектирования, производства и продаж водородных двигателей для среднемагистральных или дальнемагистральных самолетов к среднему за период собственному и долгосрочному заёмному капиталу двигателестроительных компаний;

5 - метод расчёта коэффициента рентабельности задействованного (применённого) капитала (собственного капитала и долгосрочных займов) двигателестроительной компании *ROCE (Return On Capital Employed)* как отношения её прибыли от проектирования, производства и продаж авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе, до уплаты процентов и налогов к задействованному капиталу (капитальным вложениям), необходи-

мому для функционирования и развития этой компании, которое позволяет оценивать её потенциала для реинвестиций;

6 - метод расчёта коэффициента рентабельности собственного капитала двигателестроительной компании *ROE (Return On Equity)*, как отношения её совокупной чистой прибыли от проектирования, производства и продаж водородных двигателей для среднемагистральных или дальнемагистральных самолетов, полученной за определённый период, к собственному (акционерному) капиталу этой компании (балансовой стоимости акционерного капитала, которая остается в распоряжении акционеров после погашения компанией своих обязательств с помощью активов, находящихся на её балансе), для оценки отдачи на инвестиции акционеров в производство авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе;

7 - метод расчёта коэффициента рентабельности активов двигателестроительной компании *ROA (Return On Assets)*, как отношения чистой прибыли к процентным расходом от проектирования, производства и продаж водородных двигателей для среднемагистральных или дальнемагистральных самолетов, полученной за определённый период этой компанией, к средней величине её активов за тот же период для оценки их использования для генерации выручки и получения прибыли;

8 - метод расчёта коэффициента базовой прибыльности активов двигателестроительной компании *BEP (Basic Earning Power)* как отношения прибыли от проектирования, производства и продаж авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе, до вычета процентов и уплаты налогов к суммарной величине активов (стоимостной оценки совокупных активов) этой компании, без учёта влияния налогов и леввериджа;

9 - метод расчёта коэффициента рентабельности суммарных активов двигателестроительной компании *ROTA (Return On Total Assets)* как отношения прибыли от проектирования, производства и продаж водородных двигателей для среднемагистральных или дальнемагистральных самолетов до налогообложения к совокупным активам этой компании.

10 - метод расчёта коэффициента рентабельности чистых активов двигателестроительной компании *RONA (Return On Net Assets)* как отношения чистой прибыли от проектирования, производства и продаж авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе, после выплаты налогов к чистым активам (разнице между стоимостью активов компании и суммой её задолженностей и обязательств, то есть среднегодовой величине внеоборотных активов и чистого оборотного капитала) этой компании;

11 - метод расчёта коэффициента рентабельности проектирования водородных двигателей для среднемагистральных и дальнемагистральных самолетов *RORC (Return on Research Capital)* на основе базового норматива рентабельности проведения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по проектированию авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе, *BCR (Benefit-Cost Ratio)*, который может меняться в зависимости от их технико-экономических и эксплуатационных характеристик;

12 - метод расчёта коэффициента общей рентабельности производства водородных двигателей для среднемагистральных или дальнемагистральных самолетов *ROTC (Return on Total Capital)* как отношения общей суммы балансовой прибыли двигателестроительной компании к средней для расчетного периода стоимости основных производственных фондов и оборотных средств, как собственных, так и заёмных, обеспечивающих такую прибыль;

13 - метод расчёта коэффициента расчётной рентабельности производства водородных двигателей для среднемагистральных или дальнемагистральных самолетов *ROC (Return on Capital)* как отношения расчётной суммы балансовой прибыли двигателестроительной компании за вычетом фиксированных платежей за кредиты и фонды, вносимых в государственный и местные бюджеты и банкам, к средней для расчетного периода стоимости основных производственных фондов и нормируемых оборотных средств за вычетом средней для расчетного периода стоимости льготных фондов, освобожденных от платы за имущество;

14 - метод расчёта коэффициента рентабельности продаж авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе, *ROS (Return On Sales)* как отношения операционной прибыли (прибыли до налогообложения) от продажи водородных двигателей для среднемагистральных или дальнемагистральных самолетов, полученной за определённый период двигателестроительной компании, к выраженному в денежных средствах объёму продаж таких двигателей (выручки от продаж за тот же период), которое показывает долю этой прибыли в общем доходе компании и является индикатором её ценовой политики и способности контролировать издержки;

15 - метод расчёта коэффициента операционной рентабельности продаж авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе, *OPM (Operating Profit Margin)* как отношения операционной прибыли (прибыли до налогообложения) от продажи водородных двигателей для среднемагистральных или дальнемагистральных самолетов, полученной за определённый период двигателестроительной компании, к выручке от продаж этих двигателей;

16 - метод расчёта коэффициента валовой рентабельности продаж водородных двигателей для среднемагистральных или дальнемагистральных самолетов *GPM (Gross Profit Margin)* как отношения валового дохода с переменными затратами (валовой выручки за вычетом себестоимости реализованных двигателей, то есть прямых затрат на оплату труда и заводские накладные расходы) к чистой выручке (выручки от продаж за вычетом стоимости возвратов и скидок);

17 - метод расчёта коэффициента чистой рентабельности продаж водородных двигателей для среднемагистральных или дальнемагистральных самолетов *NPM (Net Profit Margin)* как отношения чистой прибыли от продаж этих двигателей к объёму их продаж;

18 - метод расчёта коэффициента рентабельности основных средств двигателестроительной компании *FATR (Fixed Assets Turnover Ratio)* как отношения объёма продаж водородных двигателей для среднемагистральных или дальнемагистральных самолетов к стоимости основных средств на их производство;

19 - метод расчёта коэффициента рентабельности затрат на проектирование и производство авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе, *ROCS (Return on Cost of Sales)* как отношения чистой прибыли от продаж этих двигателей к их себестоимости;

20 - метод расчёта коэффициента рентабельности наценки на авиационные двигатели, способные работать на водородном топливе, *POM (Profitability of the Margin)* как отношения себестоимости этих двигателей к их продажной цене;

21 - метод расчёта коэффициента рентабельности персонала двигателестроительной компании *ROL (Return On Labour)* как отношения чистой прибыли этой компании от проектирования, производства и продаж авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе, к сумме затрат на её персонал (общей сумме затрат, направленных на оплату труда и повышение квалификации сотрудников, их материальное стимулирование, выдачу им социального пакета и поддержку комфортных условий труда).

Проблемы анализа рентабельности проекта водородизации авиационного двигателестроения обусловлены возможностью использования различных коэффициентов рентабельности проектирования, производства и продаж водородных двигателей для гражданской авиации [2-4]. Результаты исследования показали и подтвердили возможность повышения инвестиционной привлекательности их производства благодаря анэррорике количественной оценки его рентабельности. Благоприятные результаты этой оценки обеспечивает выбор коэффициентов рентабельности, который способствует повышению объективности сравнительных оценок эффективности работы производителей водородных двигателей для магистральных самолетов. Чем выше значения таких коэффициентов, тем прибыльнее двигателестроительная компания, поскольку их значения показывают, насколько эффективно используются её ресурсы. Сравнение этих значений, рассчитываемых для разных компаний, позволяет оценить их конкурентоспособность и перспективность производства ими водородных двигателей. Используя эти

коэффициенты рентабельности можно изменять инвестиционную привлекательность проекта водородизации авиационного двигателестроения в зависимости от того, эффективность использования какого ресурса двигателестроительных компаний нужно проверить, чтобы в точных цифрах оценить эффективность вложения средств и использования ресурсов для определения выгоды от такого производства и наиболее выгодных способов вложения в него средств.

### Заключение

Предлагаемая методология может и должна обеспечивать анэррорику финансового анализа рентабельности проектирования, производства и продаж как авиационных двигателей, способных работать на водородном топливе на основе любого из сортов водорода, условно называемых Голубым водородом, Серым водородом, водородом, Розовым или красным водородом, Зеленым водородом, так и авиационных двигателей, специально предназначенных для работы на водородном топливе на основе конкретного сорта водорода (см. Таблицу 1).

### Список источников

1. Смирнова Е.В., Лебедев А.В. Водородные топливные элементы в авиации: экономические аспекты и перспективы // Экономика и управление. 2023. № 2. С. 45-51.
2. Панагушин В.П., Иванов В.Ю., Лапенков В.И., Чайка Н.К. Итерационный метод оценки цены госконтракта на проектирование авиационной техники оборонного назначения // Стратегические решения и риск-менеджмент. 2017. № 1-2. С. 36-41. - DOI: <https://doi.org/10.17747/2078-8886-2017-1-2-36-41>.
3. Фетисов М.В., Нечкин М.М., Фокина А.А. Проектирование под заданную стоимость в цикле разработки газотурбинных двигателей // Молодой ученый. 2018. № 40 (226). С. 91-95. - URL: <https://moluch.ru/archive/226/52912/> (дата обращения: 10.02.2025).
4. Долганова Я.А., Гришина Д.С. Методический подход к оценке инвестирования авиационной двигателестроительной отрасли (на примере предприятий ОДК) // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Экономические науки. 2021. Т. 14, № 1. С. 58-74. - DOI: <https://doi.org/10.31218/2021.14.1.58-74>.
5. Зыкова Н.В., Резниченко М.С. Анализ рентабельности предприятия // Молодой ученый. 2020. № 3 (293). С. 347-348.
6. Гоник Г.Г., Даренский Р.Н. Рентабельность и пути ее повышения // Colloquium-journal. 2020. № 13 (65). С. 128-132.
7. Пильникова И.Ф. Рентабельность один из важных показателей оценки финансовых результатов деятельности предприятия // Образование и право. 2022. № 9. С. 167-171.
8. Кожушко Е.А. Методики расчета и анализа рентабельности как одного из основных показателей эффективности деятельности предприятия // Молодой ученый. 2022. № 48 (443). С. 124-126.
9. Бурова А.Ю., Бурова К.Ю., Григорова К.А. Использование методов финансового анализа для оценки платежеспособности двигателестроительных компаний // Двигатель. 2024. № 1-2 (151-152). С. 9-12.
10. Бурова А.Ю., Бурова К.Ю. Финансовый анализ рентабельности производства двигателей для воздушных судов гражданской авиации // Двигатель. 2024. № 3-4 (153-154). С. 31-33.

Связь с авторами: [frambe@mail.ru](mailto:frambe@mail.ru)



Ту-155 - самолёт на водороде и его двигатель НК-88

# ТРИСТА ЛЕТ НА ТРОИХ

Андрей Алексеевич Туполев  
Андрей Александрович Пухов

**В** московском родильном доме имени Г.Л. Грауэрмана на Большой Молчановке (позже пр. Калинина и Новый Арбат, дом № 7) 20 мая 1925 года появился на свет Алеша Туполев. Счастливые родители Андрей и Юлия Туполевы тогда ютились в общежитии студентов Московского института инженеров транспорта в здании древнего Апраксинского дворца (Дом-комод) в центре Москвы на ул. Покровка, д. 22. Позднее они переехали к матери Юлии на ул. Каляевскую (до 1877 года ул. Новослободская, после 1992 ул. Долгоруковская) д. 29, где и прошло детство Алексея. Летом семья Туполевых выезжала на дачу, место для которой в свое время помог выбрать известный художник И.В. Космин (1882-1973) с которым А.Н. Туполев познакомился еще в 1919 году (они вместе лечили легкие на юге и дружили всю жизнь). Если ехать от Москвы по казанской железной дороге, дача Туполевых была по левую руку, в поселке Ильинский (улица КИМ (Коммунистический интернационал молодежи), д. 41). По соседству находились дачи В.М. Петлякова (на ул. Льва Толстого) и П.О. Сухого (на ул. Шоссейная). Сосновый лес, Ильинский пруд, речка - все это было в распоряжении Алексея и его старшей сестры Юлии. Скромную, но уютную деревянную дачу старший Туполев выстроил по своему укладу, с несомненным вкусом и при участии любимой жены Юлии. Впоследствии, уже в конце 1940-х годов дача сгорела, и Туполевы переехали по зову П.Л. Капицы (1894-1984) в новое место Подмосквы - на Николину гору.

Как положено детям из семей значимых лиц Советского государства учиться Алеша начал в образцовой школе № 25 (Старопименовский переулок, д.5). В этой школе вместе с детьми из простых семей учились дети партийных лидеров, дипломатов, военных, актеров, писателей, глав иностранных коммунистических партий. Так школьными друзьями Алексея стали дети Сталина: Светлана (1926-2011) и Василий (1921-1962), дочь В.М. Молотова Светлана (1929-1989), внучки А.М. Горького Пешковы: Марфа (1925-2021) и Дарья (1927-2023), сын Л.П. Берии Серго (1924-2000) и многие другие. Директором школы была прославленный педагог Нина Иосафовна Гроза (1894-1963). Именно она вместе с завучем Алексеем Семёновичем Толстовым и помощником Лидией Петровной Мельниковой поддерживала поистине образцовый уровень знаний и дисциплины учащихся. Преподавателями 25-й Образцовой школы были сильнейшие педагоги СССР: по математике Ю.О. Гурвиц, по русскому языку и литературе А.В. Яснопольская и П.А. Шевченко, по физике Н.И. Белогорская, по физкультуре Е.М. Новиков. Особенно сильно в школе Алексей сблизился с Володей Андреевым (кличка Андрей), который в элитную школу попал по разрядке из простого народа и жил по соседству со школой. Ребята вместе проводили практически все свободное время: ходили в кино, занимались спортом, устраивали вечеринки, занимались авиамоделизмом. Учеба им давалась легко и домашнее задание, которое всегда делалось на 100% много времени не отнимало. Эти детские игры переросли в дальнейшем в серьезную мужскую дружбу, которая продлилась

всю жизнь, и особенно ярко она выражалась не только в радостях, но и в критических ситуациях. Так, когда отца Алексея, признанного и известного на всю страну главного инженера Главного управления авиационной промышленности Народного комиссариата тяжелой промышленности, формировавшего стратегические направления развития советской авиации, науки и техники А.Н. Туполева 21 октября 1937 года арестовали по ложному обвинению, и Алексей в один момент стал "сыном врага народа", от него отвернулись все друзья-товарищи и его исключили из образцовой школы № 25, показательно перед шеренгой учеников сорвали пионерский галстук, у него остался только один друг - Володя Андреев, и некоторое время Алексей даже жил в семье Володи. Дело в том, что мать Алексея Юлию Николаевну (1894-1962) так же арестовали через неделю после ареста отца. Ее допрашивали шесть раз, добиваясь признания в антисоветской деятельности мужа, но никаких показаний она не дала и с конца апреля 1939 года вызывать на допросы ее перестали, а освободили только в ноябре 1939 года. В январе 1941 года сестра Алексея Юля вышла замуж за Владимира Вуля (1920-2012), с которым она познакомилась еще в 1937, когда они вместе носили передачи своим арестованным отцам. В лице В.М. Вуля Алексей получил и нового родственника, и надежного товарища, и наглядный пример для подражания.

Начало войны, возвращение 19 июля 1941 года отца Алексея из тюрьмы и эвакуация в начале августа 1941 года вместе с заводом № 156 в Омск разлучили Алексея с Володей Андреевым, который остался с мамой и сестрой в осажденной Москве.

В Омске семья Алексея близко познакомилась и сошлась с семьей лётчика А.В. Ляпидевского (1908-1983). Знакомы они были с 1934 года, когда Ляпидевский на самолете АНТ-4 вывез из лагеря челюскинцев всех женщин и двух детей и первым получил звание Героя. Теперь Ляпидевский был назначен в Омск "особым Уполномоченным Наркомата авиационной промышленности по организации и пуску заводов" и до сентября 1942 года был директором омского завода № 156, но потом все-таки добился отправки на фронт. Семья Туполева на первое время остановилась на квартире А.В. Ляпидевского. Жены: Юлия Николаевна и Ирина Александровна сблизилась вокруг общих хлопот и непростых бытовых условий на новом месте. Их объединял и глубокий интерес к русской литературе и музыкальной культуре, и семейные хлопоты. Сюда, в Омск, был эвакуирован и театр Вахтангова. Близкий друг и помощник А.Н. Туполева А.А. Архангельский (1892-1978), водивший дружбу со многими актерами, не раз доставал билеты и приглашал Туполевых и Ляпидевских вместе в театр.

В Омске А.Н. Туполев водил сына и зятя на охоту, хотя они никогда не были страстными охотниками. Охотились обычно "по перу" на утку и вальдшнепа. Андрей Николаевич стоял "на тяге", довольно метко стрелял, обычно убивая за охоту не более одной-двух птиц. Алексей и Владимир особенно любили вечерние охотничьи



А.А. Туполев

В.А. Андреев

А.С. Шенгардт

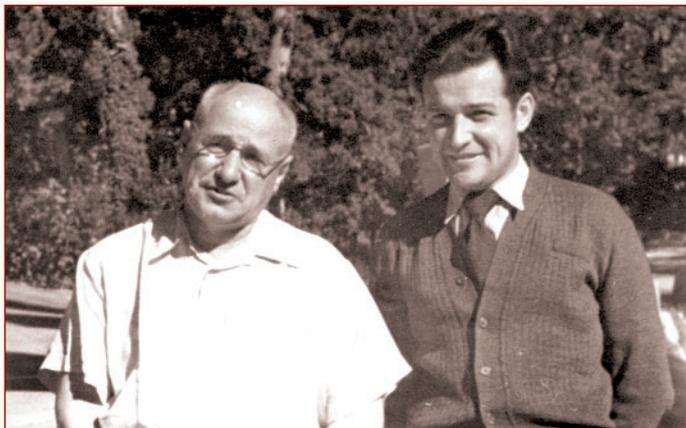
привалы у костра, то время, когда усталые и голодные люди уютно устраиваются друг возле друга, предвкушая специально приготовленный перекус и согревающую выпивку. Как и большинство своих друзей Алексей тогда совмещал учебу в школе с работой в ОКБ и на заводе. В последствии 25.07.1947 г. "за доблестный и самоотверженный труд в период Великой отечественной войны 1941-1945" был награжден медалью.

Когда в 1943 году вместе с заводом № 156 Алексей вернулся в Москву, Володя Андреев уже начал учебу в Московском авиационном институте (МАИ), поэтому Алексей вместе с Владимиром Вулем учились на курс младше него. Учеба в МАИ для них стала продолжением работы в ОКБ А.Н. Туполева, которую они начали еще в эвакуации. Их студенческими друзьями стали и Сергей Капица, и Генрих Новожилов, и Лев Лановский, и Арсик Рафазлянец (дочь главного конструктора А.Н. Рафазлянца), и Галя Андреева (дочь парторга завода № 166 Н.Н. Андреевой), и другие. Это была золотая молодежь, которая умела быть на острие передовых увлечений и знаний. Большинство из них институт окончили с красными дипломами. В институте Алексей стал серьезно заниматься спортом. Его наставниками стали новые друзья: Сергей Комаров (в последствии знаменитый в 1960-х годах легкоатлет, автор ряда рекордов) и Валентин Ковалевский. Комаров Сергей Викторович (1922-2000) увлек Алексея в серьезный спорт. Для обучения друга игре в большой

теннис он познакомил его с Ниной Николаевной Лео (1913-2002), мастером спорта СССР (1949), которая смогла довести игру своего подопечного до весьма заметных успехов. Надо сказать, что тогда при ОКБ существовало несколько спортивных секций (теннис, волейбол, баскетбол, футбол, водные лыжи, шахматы и пр.), так вот Алексей Андреевич почти никогда там не появлялся, так как играл уже на уровне мастеров. Играл он в основном с теми же друзьями С.В. Комаровым, с Г.В. Новожиловым, В.А. Андреевым, В.Н. Бендерным и соседом по даче Р.А. Беляковым. Всегда одержимый и напористый Валентин Алексеевич Ковалевский (1929-1996) нравился Алексею своей скрупулезностью во всем: в учебе, в спорте (он стал чемпионом СССР по стендовой стрельбе 1963 года), в решении инженерных задач (он был первоклассным расчетчиком летных характеристик первых тяжелых сверхзвуковых беспилоток) и в организации досуга, в частности охоты или рыбалки. Во время студенческих вечеринок Алексей встретился со своей будущей женой - Маей Александровной Адамовой (1927.01.30-2012.12.04), которая своим обаянием и красотой пленила все семейство Туполевых, и стала на долгие годы и помощницей А.Н. Туполева, и хорошей невесткой для мудрой Юлии Николаевны, и заботливой женой для Алексея Андреевича, которому родила двух долгожданных детей: Андрея (1961) и Татьяну (1963). Долгожданных, потому, что сестра Алексея Юля родила дочку Юлю еще в 1946 году.

После окончания МАИ (1949) с красным дипломом А.А. Туполев и В.М. Вуль вновь приступили к работе в ОКБ А.Н. Туполева (ОКБ-156), но уже в качестве инженеров-конструкторов. Алексей Андреевич был распределен в бригаду проектов Б.М. Кондорского. Борис Михайлович Кондорский (1888-1972) был соратником и близким товарищем А.Н. Туполева с самого начала его конструкторской деятельности в ЦАГИ. Его отец - Михаил Константинович Кондорский был земским врачом и в 1919 году спас А.Н. Туполева от смерти; в своей клинике (московская усадьба Высокие горы на Земляном Валу д. 53) он сделал гибнущему молодому человеку резекцию легкого, что позволило остановить болезнь, и Туполев чудом выжил и прожил до 84 лет. Сын М.К. Кондорского Борис был профессиональным художником, окончил Московское училище живописи, ваяния и зодчества, и Туполев приспособил его для рисования своих самолетов. Начиная с АНТ-1 и вплоть до Ту-144 первоначальные облики самолетов под управлением Туполева рисовал Б.М. Кондорский. С приходом Алексея в бригаду проектов её стали называть "Кондорский и сыновья": Леша Туполев, Юра Черемухин, Гена Стерлин, Андрей Кандалов (отчим Г.С. Френкель (1902-1947)) и др. С начала 1948 года Б.М. Кондорский усиленно занимался компоновкой самолета "74" (реактивный Ту-2) с двумя поршневыми двигателями и третьим реактивным. Алексей Андреевич практически с осевой линии участвовал в проработке компоновки самолета "88" (Ту-16) с двумя ТРД и придумал свой вариант (талию) с размещением двигателей у борта фюзеляжа за вторым лонжероном крыла. После обсуждения у Генерального конструктора эта компонов-

И.И. Сидорин с племянником  
и Алексей Туполев с отцом А.Н. Туполевым в Пушкино. 1935 г



Андрей Николаевич и Алексей Андреевич Туполевы в МАИ. 1949 г.

ка была принята бригадой технических проектов С.М. Егера (1914-1987) для дальнейшей разработки. Эскизный проект самолёта был утверждён 5 июля 1951 года. За весомый вклад в проектирование и разработку самолета Ту-16 и Ту-104 Алексей Туполев был отмечен "знаком почёта" (12.07.1957).

Научным руководителем своих исследовательских работ А.А. Туполев выбрал инженера-конструктора, создателя легендарного самолета У-2 (По-2), доктора технических наук, профессора, декана и заведующего кафедрами в двух московских авиационных институтах Зонштайна Семена Иосифовича (1898-1978), который помог ему стать профессиональным исследователем и учёным. Через год после окончания аспирантуры в 1952 году А.А. Туполев защитил перед Учёным советом МАТИ кандидатскую диссертацию, а в 1966 году там же блестяще защитил докторскую диссертацию по методологии проектирования сверхзвуковых пассажирских самолетов. Одним из способных учеников С.И. Зонштайна стал и Александр Шенгардт, пришедший в феврале 1948 в каркасную бригаду Ф-2 ОКБ А.Н. Туполева после окончания с красным дипломом Московского авиационно-технологического института (МАТИ). Александр и Алексей со временем стали и коллегами, и единомышленниками, и друзьями. У Алексея Туполева был непритязательный вкус: ему вполне достаточно было самого лучшего. В отличии от идейно беспартийного отца, Алексей верил в коммунистические идеалы и достаточно рано вступил в ряды КПСС, и оставался коммунистом вопреки всему до самого конца. А.А. Туполев был депутатом Совета национальностей 9-го (1974), 10-го (1979) и 11-го (1984) созывов.

24 апреля 1958 было создано Общество советско-болгарской дружбы, председателями которого стали от СССР Генеральный конструктор А.Н. Туполев, а от Всенародного комитета болгаро-советской дружбы председатель Цола Драгойчева (1898-1993). Алексей Андреевич активно помогал отцу в налаживании дружеских связей, и в рамках официальных встреч, и в неформальной обстановке, он неоднократно встречался с руководителями Болгарии (Т. Живков), а после 1972 стал председателем Общества от СССР.

В 1956-1957 годах в ОКБ А.Н. Туполева для разработки комплексов беспилотных летальных аппаратов был создан отдел "К" (комплексы), который тогда вполне естественно возглавил молодой А.А. Туполев. По этому случаю был организован пир. Были приглашены только самые близкие, поэтому накрыть пришлось в большом зале столовой ОКБ. На стенах красовались плакаты типа: "Верное средство победить соблазн - это прижаться ему...". Все веселились от души, и даже уговорили В.А. Андреева исполнить А. Вертинского (он знал его наизусть почти всего и исполнял весьма похоже и темпераментно). В тот вечер Владимир Александрович рассказал Алексею Андреевичу о том, как навесил своего опального школьного друга Василия Сталина в тюрьме... Владимир Александрович Андреев был на двадцать дней младше Алексея Андреевича, поэтому любил повторять в шутку, что: "от Великого до Смешного всего двадцать дней...". 15-27 сентября 1959 г. в составе советской Правительственной делегации во главе с Н.С. Хрущевым А.А. Туполев среди многих других официальных лиц на самолете Ту-114 посетил США.

Постановлением Совета Министров № 1145-519 от 23 сентября 1957 года ОКБ-156 было поручено создать беспилотный ударный самолёт Ту-121 (изделие "С") для поражения стратегических целей на дальностях до 4000 км с выходом на лётные испытания в конце 1958 года. Для Ту-121 в ОКБ-300 С.К. Туманского (1901-1973) был создан специальный малоресурсный турбореактивный двигатель с форсажной камерой КР-15-300. Впервые в практике ОКБ-156 А.А. Туполев параллельно с разработкой самолёта вёл подготовку наземного комплекса и полётной трассы в безлюдных районах страны для проведения испытаний. Первый лётный образец Ту-121 был готов к лету 1959 года, на испытательной базе ОКБ-156 во Владимирке начались лётные испытания. Второй экземпляр Ту-121 достиг расчётной скорости на маршевом участке 4 декабря 1959 года. На базе самолёта-снаряда Ту-121 был создан разведывательный БПЛА Ту-123 "Ястреб-1", а затем и БПЛА Ту-141 "Стриж", Ту-143 "Рейс" и Ту-243 "Рейс-Д". Так началось становление А.А. Туполева как главного конструктора и организатора работ. 22 июля



Руководитель отдела "К" А.А. Туполев с ведущими специалистами. 1960 г.

1-й ряд: Кандалов Андрей Иннокентьевич, Сахаров Борис Викторович, Сахаров Виктор Пантелеймонович, Туполев Алексей Андреевич, Николай Титович Козлов, Александр Абрамович Капитановский, Нина Васильевна Черкасова (Корнеева).  
 2-й ряд: Шумилов Владимир Иванович, неиз., неиз., Бабурин-Бельчиков Ким Николаевич, неиз., неиз., Свицкий Соломон Вениаминович, неиз., неиз.  
 3-й ряд: Ловцов Анатолий Сергеевич, неиз., Стерлин Геннадий Александрович, неиз., Улубеков Фарид, Орлов, Козловский В., Кувшинова Галина Тимофеевна, Холопов Евгений Иванович, Близнюк Валентин Иванович, неиз., Малышев Валентин Всеволодович, Климов Валентин Тихонович.  
 4-й ряд: неиз., Шашкин Нинел Федосеевич, неиз., Кочергин Александр Сергеевич, Гофбауэр Георгий Михайлович, Андреев Владимир Александрович, Черемухин Георгий Алексеевич

1966 г. Алексей Андреевич был награжден орденом Трудового Красного Знамени за успешное создание специальных беспилотных комплексов. Весной 1962 года в отдел "К" пришел молодой и шустрый выпускник МАИ с красным дипломом Александр Пухов. Александр Леонидович Пухов (1939-2023) под руководством отца и сына Туполевых стал весьма эффективным инженером-конструктором, компоновщиком сверхзвуковых самолетов Ту-22М, Ту-144 и Ту-160 и гиперзвукового Ту-2000. В 1990-е он стал руководителем и главным конструктором международной летающей лаборатории Ту-144ЛЛ, а с 2000-2010 годы (до ухода на пенсию) работал главным конструктором Ту-22МЗ. В 2012 году А.Л. Пухов написал первую и пока единственную монографию об Алексее Андреевиче Туполеве.

В семье Алексея Андреевича пришлось много перемен на начало шестидесятых. Это был и новый уклад загородного отдыха, и смена проживаний в Москве, и уход из жизни матери Алексея. После пожара в Ильинке и полного уничтожения привычного места отдыха (случайно или с целью запугать беспартийного конструктора осталось неизвестным) к 1955 году был выстроен новый (каменный) дачный дом на Николиной горе. В 1962 году после двух инфарктов умерла Юлия Николаевна. В 1963 семья поменяла московский адрес: из Костянского переулка д. 10 переехали в Леонтьевский д. 15. В туполевской семье всегда с любовью относились к животным. В.М. Вуль рассказывал про большого пушистого сибирского кота по кличке Пушок. Во время обеда этот кот, имевший свой стул и боданием изгонявший пытавшегося устроиться на нем незадачливого гостя, безошибочно чувствуя, кто в доме хозяин, садился рядом с Андреем Николаевичем и ждал, когда тот незаметно сдвинет к краю тарелки предназначенное для Пушка угощение. Кот был опытен, а оттого терпелив. Он понимал, что это лишь первая часть представления. Вторая состояла в том, что надо было дожидаться, когда выйдет из-за стола Юлия Николаевна, не позволявшая коту хозяйничать на столе. Иногда Юлия Николаевна нарочно оставалась за столом и, обращаясь к коту, говорила: "Ну, что будешь делать?" Пушок, терявший остатки терпения, щурил глаза, прижимал к голове уши и, урча, словно извиняясь, резким движением лапы выхватывал из тарелки угощение, точно отправлял его на пол, и бесшумно отправлялся следом... Вообще соседи по Николиной горе сильно украшали жизнь Туполевых. Соседство с семьями: А.А. Микулина (1895-1985), А.А. Вишневого (1906-1975), Д.Н. Полубояринова (1899-1975), С.В. Кафтанова (1905-1978), П.Л. Капицы (1894-1984), Б.Н. Ливанова (1904-1972) давало богатую почву для живого и непринужденного общения лучших среди равных.

Одной из интересных страниц жизни А.А. Туполева стала его работа по выведению в широкую жизнь аэросаней АС-3, которые в инициативном порядке разработала в ОКБ молодежная бригада под началом Глеба Махоткина. Глеб Васильевич Махоткин (1930-1991), сын знаменитого полярного лётчика, попавшего под репрессии и реабилитированного лишь в 1956 году, попал в ОКБ А.Н. Туполева после работ в СибНИА с Р.Л. Бартини. Андрей Николаевич заметил молодого инженера, и разрешил ему с ребятами поработать над аэросанями нового поколения, так как сам некогда рьяно этим занимался. Алексей Андреевич так же с интересом активно поддержал эту самостоятельность. Используя свои дружеские отношения Юрием Леонидовичем Брежневым (1933-2013), он рассказал при случае его отцу - главе государства, о возможности охоты и рыбалки, "не выходя из кабины". Тогда еще очень даже активный Генсек попросил изготовить для него несколько таких аэросаней, и даже сам принял участие в ходовых испытаниях. В результате аэросани АС-3 получили серийное производство (изготовлено не менее 800 ед.) и одно время были единственным средством сообщения в глухих районах Севера и Сибири.

Судьбоносной стала для А.А. Туполева работа по созданию первого в мире сверхзвукового пассажирского самолета (СПС), получившего обозначение Ту-144. В июле 1963 года вышло два руководящих документа: Постановление Совета Министров СССР № 798-271 от 16 июля 1963 года и Приказ МАП № 276 от 26 июля того же года. ОКБ А.Н. Туполева поручалось спроектировать и построить СПС с крейсерской скоростью полета 2700 км/ч, практичес-

кой дальностью полета на сверхзвуке со 100 пассажирами в 4500 км. Через пять лет напряженной работы ОКБ А.Н. Туполева 31 декабря 1968 года прототип самолета Ту-144 взлетел в ЖЛИиДБ (командир воздушного судна Э.В. Елян, второй пилот М.В. Козлов).



Андрей Николаевич и Алексей Андреевич Туполевы в ЖЛИиДБ на первом вылете Ту-144. 1968 г

Первый раз А.А. Туполев вместе с отцом презентовал общественности новый самолет уже 13 июня 1969 года в Шереметьево. 26 апреля 1971 Алексей Андреевич за успехи в создании Ту-144 был награжден орденом Ленина.

После большой испытательной программы следующий показ самолета в Шереметьево был 16 мая 1971 года. 23 мая состоится первый зарубежный полет опытного Ту-144 в Прагу, а с 25 мая по 8 июня 1971 года главный конструктор демонстрировал первый советский сверхзвуковой пассажирский самолет на авиационном салоне в Ле Бурже.

Предсерийный самолет Ту-144 (бортовой номер 77101) взлетел 1 июля 1971 года, Первый серийный Ту-144 производства Воронежского авиазавода (бортовой номер 77102) с двигателями НК-144А взлетел 29 марта 1972 года (командир воздушного судна М.В. Козлов, второй пилот А.И. Вобликов). Упорный труд Алексея Андреевича над сверхзвуковым пассажирским самолетом был отмечен 22 сентября 1972 года Золотой звездой Героя социалистического труда и орденом Ленина. Первого ноября 1977 года в СССР начались регулярные пассажирские перевозки на Ту-144 по трассе Москва - Алма-Ата.



Андрей Алексеевич, Андрей Николаевич и Алексей Андреевич Туполевы. 1969 г.

В конце осени 1972 года Андрей Николаевич простудился. Несколько дней он лежал дома, потом на даче на Николиной горе, затем, по настоянию дочери Юлии, был определен в больницу МПС в Покровском-Стрешневе. Вечером 22 декабря 1972 года, когда проведать его пришли Алексей и Юлия, они долго разговаривали о будущем. Андрей Николаевич мечтал о том, что хорошо бы поехать всем вместе на дачу, собраться у стола... Поехать летом в санаторий в Крым, в его любимую Нижнюю Ореанду, встретить

там старых знакомых... Отдохнуть... Дети ушли поздно вечером, обещали обязательно прийти завтра, а в ночь на 23 декабря 1972 года Андрея Николаевича не стало. Он был похоронен на видном острове Новодевичьего кладбища в Москве отдельно от любимой жены Юлии.

Вскоре после похорон Андрея Николаевича Туполева при поддержке Генерального секретаря ЦК КПСС Л.И. Брежнева (1906-1982), министра обороны страны Д.Ф. Устинова (1908-1984) и министра авиационной промышленности П.В. Дементьева (1907-1977) на должность Генерального конструктора крупнейшего ОКБ страны был назначен Алексей Андреевич Туполев.

Начало 1970-х годов для ОКБ А.Н. Туполева стало временем естественного ухода ряда ключевых авиационных деятелей, пошла смена первого поколения ведущих специалистов ОКБ. Новой плеядой вокруг Генерального конструктора А.А. Туполева стали главные конструкторы и руководители подразделений второго поколения: В.М. Вуль, А.И. Кандалов, Ю.Н. Попов, В.Н. Бендеров, В.И. Близнюк, Г.А. Черемухин, А.Л. Пухов, Л.А. Лановский, А.С. Шенгардт, В.А. Андреев, Г.М. Гофбауэр, В.А. Ковалевский, Ю.В. Воробьев, В.В. Садков, Б.А. Пешехонов, С.А. Вигдорчик, А.В. Сахаров, Н.В. Кирсанов, Д.А. Антонов, Б.Е. Леванович, В.М. Дмитриев, В.Т. Климов, А.П. Ганушкин, А.С. Кочергин, В.В. Сулименков, И.Б. Гинко, Г.В. Махоткин, В.И. Гониодский, В.А. Вишневецкий, А.В. Бабочкин, В.И. Бородько, Д.А. Горский, А.С. Благовещенский, М.В. Ульянов, С.П. Авакимов, В.Н. Поклад и многие другие. В этот период в ОКБ проводилась большая работа по созданию боевых самолётов всего семейства Ту-22, развертывание работ по самолёту Ту-160 и модернизации летающего парка дальних турбовинтовых Ту-95. Параллельно велась большая работа по гражданским самолётам: серийное производство самолёта Ту-134, проектирование самолётов Ту-154 и Ту-144. С 1973 года молодой ответственный руководитель предприятия и Генеральный конструктор, доктор технических наук А.А. Туполев, старался полностью сохранить все фирменные традиции как в ОКБ, так и в стране - его высший статус во внешних организациях, в первую очередь в Министерстве обороны и Министерстве промышленности страны. Теперь, наряду с разработкой серийного сверхзвукового Ту-144, он стал активно заниматься совершенствованием лётных данных многорежимных ракетноносцев Ту-22М2 и Ту-22М3, стратегического бомбардировщика-ракетоносца Ту-95МС и внедрением в эксплуатацию самых массовых советских пассажирских реактивных самолётов Ту-154Б и Ту-134. Он понимал, что внедрение в эксплуатацию нового сверхзвукового Ту-144 требовало от гражданской авиации СССР новых усилий: усовершенствования существующих аэропортов, систем Управления воздушным движением, диспетчерского оборудования, уровня технического обслуживания. Похожая ситуация складывалась, когда внедрялись пассажирские самолёты с реактивными двигателями. Но тогда был жив А.Н. Туполев и в стране хватало политической воли и настойчивости в реализации решений. А в новых условиях министр гражданской авиации маршал авиации Б.П. Бугаев (1923-2007), когда-то активный сторонник внедрения реактивной авиации, при содействии своего заместителя Ю.Г. Мамсурова (1918-2004), сделали всё, чтобы свернуть эксплуатацию излишне хлопотного сверхзвукового пассажирского самолёта. Регулярная эксплуатация Ту-144 в "Аэрофлоте" была остановлена самим А.А. Туполевым после тяжёлой катастрофы под Егорьевс-

ком (31 мая 1978 г.) первой дальней серийной машины Ту-144Д (77111) с новыми двигателями РД-36-51. За полгода разобрались в причинах, мотористы устранили дефекты, а туполевцы доработали системы, но возобновить регулярные перевозки А.А. Туполев сам уже не смог. Страна изменилась, и вся программа создания этого выдающегося сверхзвукового пассажирского самолёта была заморожена навсегда.

С середины 1970-х более семисот предприятий и организаций авиапрома СССР, смежных с ним отраслей под техническим руководством А.А. Туполева работали над реализацией проекта дальнего стратегического сверхзвукового бомбардировщика Ту-160. Генеральный конструктор сумел организовать весь коллектив его ОКБ на разработку уникального самолёта по передовым технологиям, вложенным в его компоновку, конструкцию, системы. Усилия лучших ученых отраслевых институтов и туполевцев, и лично Алексея Андреевича увенчались отличным результатом. Страна получила великолепный боевой авиационный комплекс, и в настоящее время остающийся лучшим в мире, составляющий главную ударную мощь Дальней авиации Российской Федерации.

Постановление Совета Министров СССР от 8 мая 1973 года предусматривало: присвоение ОКБ (Московскому машиностроительному заводу "Опыт") имени А.Н. Туполева; присвоение имени А.Н. Туполева Казанскому авиационному институту (КАИ); переименование одной из улиц Москвы в улицу академика А.Н. Туполева; установку на территории ММЗ "Опыт" бюста, а на здании - мемориальной доски А.Н. Туполева; установку памятника А.Н. Туполеву на Новодевичьем кладбище; принятие предложения Академии Наук СССР об утверждении медали имени А.Н. Туполева, присуждаемой Президиумом АН СССР за выдающиеся работы в области авиационной науки и техники один раз в четыре года; поручение Калининскому облисполкому об установлении мемориальной доски на здании Калининского медицинского института, в котором ранее размещалась Тверская мужская гимназия, где учился А.Н. Туполев, и присвоении одной из улиц города Кимры наименования "улица академика А.Н. Туполева".

Исполнительный комитет Московского городского Совета депутатов трудящихся своим решением 14 сентября 1973 переименовал Разумовскую и Салтыковскую набережные реки Яузы в "набережную академика А.Н. Туполева". 11 ноября 1975 года А.А. Туполев в торжественной обстановке в присутствии министра авиапромышленности П.В. Дементьева и других официальных лиц открыл мемориальную доску с барельефом А.Н. Туполева на полукруглой части здания КОСОС (угол набережной академика А.Н. Туполева и улицы Радио). Доска изготавливалась в студии скульптора В.Е. Матросова (архитектор проекта установки С.И. Кулев). 18 августа 1976 года по поручению Президиума АН СССР первую золотую медаль имени академика А.Н. Туполева А.А. Туполев вручил семье П.О. Сухого, которому она была присуждена 25 декабря 1975 года. 4 ноября 1978 года министр авиационной промышленности В.А. Казаков и А.А. Туполев открыли памятник А.Н. Туполеву на Новодевичьем кладбище. 10 ноября 1978 года в Малахитовом зале ОКБ под председательством А.А. Туполева состоялось торжественное собрание, посвященное 90-летию со дня рождения А.Н. Туполева. с вручением дипломов победителям научно-технического конкурса имени А.Н. Туполева в ознаменование его юбилея. Среди награжденных были И.М. Гофбауэр, Н.Н. Зайцев, Н.Т. Козлов, Я.А. Лившиц, Г.В. Ма-



Молодой инженер. Художник И.В. Космин. 1952 г.

хоткин, А.С. Прытков и многие другие сотрудники ОКБ. 7 сентября 1979 года в городе Кимры на Майской площади А.А. Туполев открыл бронзовый бюст А.Н. Туполева. 9 сентября 1980 года на территории ЖЛИИДБ перед административным корпусом установили бронзовый бюст А.Н. Туполева.

21 мая 1975 Алексей Андреевич был награжден третьим орденом Ленина.

В конце 1970-х А.А. Туполев добился начала экспериментальных работ по применению альтернативных видов топлива в авиации. Коллектив во главе с президентом Академии наук СССР академиком А.П. Александровым (1903-1994) разработал всесоюзную программу научно-исследовательских работ, куда был включен раздел "Водородная энергетика". 6 марта 1979 года вышло Решение Государственной Комиссии при Совете Министров СССР по военно-промышленным вопросам № 55, которым были определены конкретные сроки и задачи по созданию в ОКБ А.А. Туполева летающей лаборатории (Ту-155) и план проведения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по криогенной тематике. Алексеем Андреевичем была сформирована и защищена научно-исследовательская программа создания первого экспериментального самолета Ту-155 на криогенных видах авиатоплива (сжиженный водород, сжиженный природный газ (СПГ)). Исследовательские задачи уточнялись и расширялись: Решения ВПК № 280 от 27.08.81, № 392 от 28.10.86, № 218 от 10.06.88. Работы по изучению возможности применения в авиации сжиженного природного газа были заданы Постановлением Совета Министров СССР № 1041 от 28.08.86 года. Заместителем главного конструктора по экспериментальному самолету Ту-155 А.А. Туполев назначил В.А. Андреева (1925-2008). Экипаж Заслуженного лётчика-испытателя СССР В.А. Севаньяева (1935-2004) выполнил 15 апреля 1988 года первый полёт Ту-155 с двигателями НК-88 (правый) и НК-8-2. Первый испытательный полёт на СПГ был совершён 18 января 1989 года. Всего было выполнено 5 полетов на сжиженном водороде и 39 полетов (в том числе зарубежных) на СПГ, установлено 14 мировых рекордов.

26 декабря 1984 года А.А. Туполев был избран действительным членом Академии наук СССР (отделение механики и процессов управления, специальности "Машиностроение, в том числе транспортное машиностроение"). В 1988 году А.А. Туполев обратился с письмом к председателю Комиссии Политбюро ЦК по дополнительному изучению материалов, связанных с репрессиями 1930-40-х и начала 1950-х годов А.Н. Яковлеву (1923-2005) с просьбой ознакомиться с делом своего отца. Чтение старых протоколов допросов с клеветой на отца его товарищей и соратников не ранило Алексея Андреевича так больно, как доносы других товарищей, которых не мучили в тюрьме, а которые просто сводили счеты с опальным Главным инженером Главного управления авиационной промышленности.

А.А. Туполев принимал непосредственное участие в подготовке десятков и сотен первоклассных авиационных специалистов. Без отрыва от основной деятельности Алексей Андреевич вел большую преподавательскую и научную работу в МАИ, в 1978-1985 годах был профессором, заведующим кафедрой МАТИ, которую в свое время создавал его учитель С.И. Зонштайн.

Работы ОКБ А.А. Туполева по тематикам самолетов Ту-144, Ту-22М3, Ту-160 и по Ту-155 создали уникальный научно-технический задел для создания гиперзвуковых многоразовых летательных аппаратов. Начатые в конце 1980-х годов работы по Ту-2000 были прерваны распадом СССР.

При Генеральном конструкторе А.А. Туполеве в области гражданской дозвуковой тематики практически непрерывно велись работы по поиску наиболее экономичных и эксплуатационно-пригодных компоновок самолетов с новыми реактивными двигателями высокой двухконтурности. Главным конструктором семейства самолетов Ту-154 в 1975 году А.А. Туполев назначил А.С. Шенгардта (1925-2020). Александр Сергеевич организовал и провел колоссальную работу по опыту эксплуатации, что стало основой для прорабатывавшихся конструктивных решений и позволило существен-



**А.С. Шенгардт, А.А. Туполев и Л.А. Лановский докладывают свои предложения развития гражданского авиационного транспорта в СССР. 1989 г.**

но улучшить экономику перевозок на Ту-154. Была создана его модификация Ту-154М с новыми двигателями Д-30КУ. В результате совместного напора ЦАГИ и ОКБ у А.А. Туполева появилась возможность реализации проработанных идей в проекте самолета Ту-204 с современными двигателями ПС-90, который должен был отвечать требованиям эксплуатации XXI века. Главным конструктором семейства самолетов Ту-204/334 А.А. Туполев назначил Л.А. Лановского (1927-2015). Выбор параметров самолета Ту-204 и его младшего брата Ту-334, позволивших создать семейство его модификаций, призванных стать самыми массовыми, доходными и экологически чистыми гражданскими самолетами страны, является крупной заслугой А.А. Туполева и руководимого им коллектива. 27 апреля 1996 года А.А. Туполев утвержден академиком Академии наук авиации и воздухоплавания. В 2000 году А.А. Туполев, Л.А. Лановский и Г.А. Павловец (1939-2010) за комплекс научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по созданию высокоэффективного среднемагистрального самолёта Ту-204 стали лауреатами премии А.Н. Туполева.



**А.Г. Братухин, А.А. Туполев, Л.А. Лановский и В.И. Нижегородов на первом вылете серийного Ту-204 в Ульяновске. 1992 г.**

Последней крупной работой А.А. Туполева стала международная программа исследований возможностей создания высокоэффективного сверхзвукового транспорта. АНТК им А.Н. Туполева суждено было сыграть в этих исследованиях ключевую роль, и во многом это было заслугой Алексея Андреевича Туполева. Всегда было важно даже не то, что он делал сам, а то, на что он направлял деятельность других. После успешного завершения работ по Ту-144ЛЛ в 1999 году американцы в очередной раз на время отказались от своих планов по созданию сверхзвукового пассажирского транспорта.

Туполев Алексей Андреевич, Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской и Государственной премий, имевший три орденами Ленина, ордена Трудового Красного Знамени и "Знак Почета", скончался 12 мая 2001 года после продолжительной тяжелой болезни. Похоронен в Москве в старой части Новодевичьего кладбища, рядом с матерью. 

# ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ PRATT & WHITNEY ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЁТОВ



**Владимир Андреевич Зрелов**, д.т.н., профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов ФГАОУВО "Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва"

*Проанализировано развитие турбовентиляторных двигателей для сверхзвукового полёта, созданных американской компанией Pratt & Whitney (PW). Основу разработок составляли научно-технический задел и проверенные в эксплуатации конструкторско-технологические решения. Основные усилия разработчиков направлены на применение новых материалов и технологий, уменьшение количества деталей, снижение удельной массы, повышение эксплуатационной технологичности и ремонтпригодности двигателей, уменьшение объёма сопроводительной документации.*

*The development of turbofan engines for supersonic flight, created by the American company Pratt & Whitney (PW), is analyzed. The scientific and technical foundation and proven design and technological solutions formed the basis of the developments. The main efforts of the developers are aimed at using new materials and technologies, reducing the number of parts, reducing specific gravity, increasing the operational adaptability and maintainability of engines, and reducing the volume of accompanying documentation.*

**Ключевые слова:** турбовентиляторный двигатель, высокие удельные показатели, стоимость эксплуатации.

**Keywords:** turbofan engine, high specific performance, cost of operation.

## Предисловие

Газотурбинное авиационное двигателестроение является одной из стратегически важных наукоёмких высокотехнологичных отраслей промышленности, оказывающих большое влияние на экономику и обороноспособность государства.

Авиационный двигатель, воплощающий в себе самые передовые результаты научной и инженерной мысли, является одним из наиболее сложных и совершенных продуктов человеческой деятельности.

Локомотивом развития двигателестроения является военная авиация, в двигателях которой в первую очередь применяются самые передовые конструкторские решения, новейшие материалы и технологии.

К двигателям боевой авиации предъявляются постоянно растущие требования по совершенствованию удельных параметров, надёжности, малозаметности, эксплуатационной технологичности и стоимости жизненного цикла.

Лишь небольшое число стран способно самостоятельно создавать современные авиационные двигатели для сверхзвуковых самолётов. Это, кроме России, - США, Великобритания и Франция. На основе использования их опыта в ряде стран (Китай, Индия, Швеция, Турция, Южная Корея и некоторые другие) осуществляются исследования в этой области и создаются собственные конструкции.

При создании таких двигателей у большинства разработчиков одинаковые цели: двигатель должен быть надёжным, экономичным (не только с точки зрения топливной эффективности, но и на всех этапах жизненного цикла), экологичным (малозаметным, малозаметным и т.д.).

Однако пути достижения этих целей различны, что обусловлено имеющимся опытом, традициями, научным, технологическим и экономическим потенциалом.

Вниманию читателей предлагается обзор разработок турбовентиляторных двигателей для сверхзвукового полёта, созданных одним из мировых лидеров в этой области - американской компанией Pratt & Whitney.

При разработке двигателей компанией Pratt & Whitney широко используется принцип двойного назначения - применение универсального газогенератора (самого тяжёлого, сложного и дорогого элемента двигателя) как для двигателей военной, так и гражданской авиации. Такой принцип позволяет существенно сокра-

тить расходы на реализацию всех процессов жизненного цикла изделия, а также на обучение персонала.

При подготовке издания были использованы материалы из нескольких сотен открытых источников, сведений с Web сайтов Internet. Следует заметить, что в разных источниках информации приводятся различные значения некоторых параметров двигателей и самолётов, что обусловлено рекламным характером этих сведений.

## Введение

В создании газотурбинных двигателей в США значительная роль принадлежит Федеральному правительству. Инициаторами создания новых разработок являются правительственные учреждения: министерство обороны (DoD), NASA, министерство энергетики (DoE) и министерство транспорта (DoT), разрабатывающие соответствующие программы на основе долгосрочных прогнозов.

Чтобы сократить цикл создания газотурбинных двигателей, снизить затраты на разработку и поддерживать передовые технологии в контексте будущих требований к двигателю, США во второй половине 1960-х годов внедрили долгосрочную программу создания газогенераторов перспективных двигателей (Advanced Turbine Engine Gas Generator - ATEGG).

Целью программы является разработка новых методов конструирования, реализуемых в элементах, входящих в состав перспективных газогенераторов, а также оценка прочностных, экономических и эксплуатационных характеристик двигателей, созданных на базе этих газогенераторов.

В соответствии с этой программой, военные и производители двигателей подписали контракт на создание ключевых технических заделов, основанных на предварительных фундаментальных исследованиях высоконагруженных компонентов двигателя для перспективных разработок.

В США двигатели для боевой авиации создаются на конкурсной основе в рамках специальных программ создания самолётов. При этом участниками конкурса чаще всего являются ведущие американские разработчики: компании Pratt & Whitney (PW) и General Electric (GE), которые практически все свои авиационные двигатели после 1967 года создали на основе газогенераторов ATEGG. В рис. 1 показано "дерево" разработок газотурбинных двигателей PW [1 - 5].

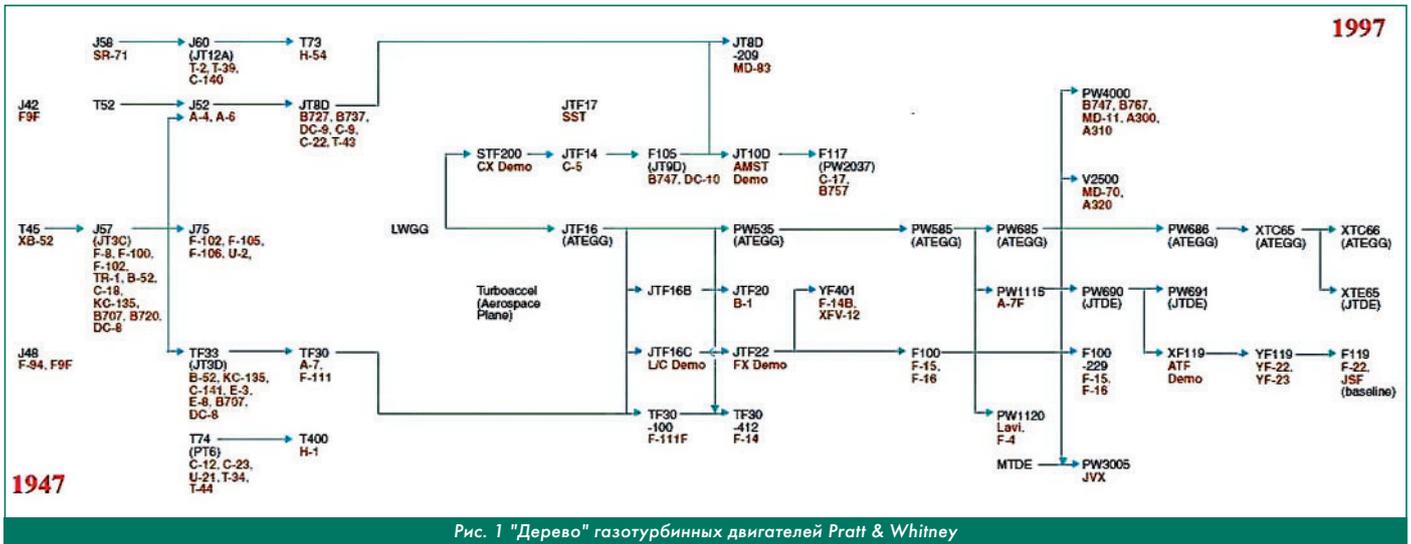


Рис. 1 "Дерево" газотурбинных двигателей Pratt & Whitney

**Обозначение авиационных двигателей США**

После Второй мировой войны армия и военно-морской флот США определили систему обозначения газотурбинных и других двигателей, состоящую из шести групп цифр и букв [1]. Система была официально изложена в авиационном бюллетене ВВС/ВМФ ANA 306. Этот Бюллетень обновлялся несколько раз и окончательным изданием стал Бюллетень ANA 306М, включённый в действующий стандарт MIL-STD-181228 от февраля 1997 года. Пример:

Одно- или двухбуквенный код (1) обозначает тип двигателя:

(6)	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)
Y	T	56	A	1	
	J	35	A	21	C

- J - турбореактивный двигатель,
- T - турбовинтовой или турбовальный двигатель,
- PJ - пульсирующий воздушно-реактивный двигатель,
- RJ - прямоточный воздушно-реактивный двигатель,
- TF - турбовентиляторный двигатель (добавлен в 1959 году).

Код (2) - номер модели двигателя. Между буквой типа двигателя и номером модели нет тире. Армия и ВВС использовали нечётные числа от 31 и выше, в то время как военно-морской флот использовал чётные числа от 30 и выше. Номера присваивались в цифровой последовательности отдельно каждой службой, поэтому, например, J52, спонсируемый ВМФ, фактически был более поздним двигателем, чем J65, потому что J-номера ВМФ "отставали" от номеров армейских военно-воздушных сил.

Код (3) - одно- или двухбуквенный код производителя двигателя.

Одни и те же кодовые буквы использовались в серийных номерах для всех типов двигателя, включая поршневые и ракетные. Это объясняет, почему кодовые буквы также присваивались компаниям, которые никогда не разрабатывали и не производили газотурбинные двигатели.

Группа (4) обозначает конкретную модель двигателя. Армия и Военно-воздушные силы используют нечётные числа от 1 и выше, в то время как военно-морской флот использует чётные числа от 2 и выше.

Код (5) - необязательная буква для обозначения незначительных модификаций модели двигателя. Буквы присваиваются в алфавитном порядке, начиная с А (I и O не используются). Буква W зарезервирована для двигателей с водяным впрыском, а комбинация "WA" используется для двигателей с водно-спиртовым впрыском.

Код (6) является необязательным обозначением статуса:

- X - экспериментальный,
- Y - испытываемый в эксплуатационных условиях,
- Z - устаревший.

В феврале 1997 года стандарт MIL-STD-1812 был заменён на справочник MIL-HDBK-1812. Изменение со "Стандарта" на "Справочник" означало, что использование систем обозначения больше не было обязательным. В основном MIL-HDBK-1812 был

идентичен MIL-STD-1812. Однако 9 октября 2020 года документ был снова переименован в обязательный Стандарт MIL-STD-1812A. По сути, он идентичен MIL-HDBK-1812, но добавляет двигатель типа "A".

Обозначения типов двигателей и методы нумерации моделей были лишь немного пересмотрены. Пример: Первая группа (1) обозначает тип двигателя:

(6)	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)
X	A	100	GE	100	
Y	F	119	PW	100	
	T	700	GE	701	C

- J - турбореактивный двигатель,
- T - турбовинтовой или турбовальный двигатель,
- F - турбовентиляторный двигатель,
- A - адаптивный турбовентиляторный двигатель,
- O - поршневой, оппозитный,
- R - поршневой, радиальный,
- V - поршневой, V-образный,
- C - роторный,
- P - другой.

Вторая группа (2) - номер модели двигателя. Между буквой типа двигателя и номером модели нет тире. Военно-воздушные силы используют номера моделей от 100 до 399, флот использует от 400 до 699, а армия - от 700 до 999. Номера присваиваются в числовой последовательности отдельно каждой службой.

Третья группа (3) является двухбуквенным кодом, обозначающим производителя двигателя. Несколько трёхбуквенных кодов присваиваются неамериканским производителям или совместным предприятиям.

Группа (4) обозначает конкретную модель двигателя. Используется тот же метод присвоения, что и для базовых номеров модели: ВВС использует номера от 100 до 399, ВМФ использует от 400 до 699, а армия использует от 700 до 999. Возможно, что двигатель ВВС, когда он используется ВМФ, получает номер модели ВМФ, например, F401-PW-400.

Если будет закуплена новая модель двигателя, обозначенная в "старой" числовой последовательности, могут быть назначены индексы модели из "новой" системы. Это приводит к таким обозначениям, как T73-PW-700. Для первого такого присвоения обычно выбирается следующий доступный номер в "старой" серии моделей и добавляется к "номеру базового блока", например, после T55-L-11 следовал T55-L-712.

Группа (5) является дополнительной буквой для обозначения незначительных модификаций модели двигателя. Буквы назначаются в алфавитном порядке от А и далее (I и O не используются). Буква W зарезервирована для двигателей с впрыском воды.

Группа (6) является необязательным обозначением статуса:

- X - экспериментальный,
- Y - испытываемый в эксплуатационных условиях.

**Первые американские ТРДДФ**

В 1950-е годы "холодной войны" до появления межконтинентальных баллистических ракет основой американских средств доставки ядерного оружия были тяжёлые бомбардировщики стратегического воздушного командования ВВС (Strategic Air Command - SAC), ликвидированного в 1992 году после реорганизации ВВС США. Они летали на очень больших высотах с большой дозвуковой скоростью, стараясь оставаться вне зоны досягаемости ПВО противника. Однако, по мере развития радиолокаторов раннего предупреждения и ракет класса "земля-воздух", Соединённым Штатам пришлось выбрать альтернативную тактику - лететь ниже уровня действия таких радиолокаторов. Поскольку радиолокаторы могли "видеть" только горизонт, то, чем ниже и, предположительно, быстрее мог лететь самолёт, тем глубже он мог проникнуть в воздушное пространство противника.

Поэтому тактическое воздушное командование (Tactical Air Command - TAC) начало разработку самолёта для доставки тактического ядерного оружия скрытно от радиолокаторов противника. Обладая тактическим ядерным самолётом, TAC могла бы конкурировать с SAC и новыми ядерными баллистическими ракетами.

Проблема заключалась в том, что в дополнение к эксплуатационным требованиям к самолёту (Statement of Operational Requirements - SoR 183), выпущенных 14 июня 1960 года, ВВС и ВМФ добавили свои собственные требования, которые были несовместимы.

ВВС США хотели получить новый ударный самолёт, способный наносить высокоточные удары обычным и ядерным оружием на сверхзвуковой скорости. Они также хотели, чтобы новый самолёт мог летать между Соединёнными Штатами и Европой без дозаправки.

Военно-морскому флоту нужен был высотный перехватчик, оснащенный ракетами чрезвычайно большой дальности и мощным радаром, который позволял бы осуществлять перехват над океанами на максимально возможном расстоянии. Кроме этого, ВМФ настаивал на размещении экипажа в спасательной капсуле бок о бок [6].

Поскольку в то время в министерстве обороны не уделялось особого внимания централизованному планированию, то ни одна из служб не координировала свои боевые планы с другой.

Фактически, единственное, о чем договорились две службы, так это о том, что новый самолёт должен иметь конструкцию с поворотным крылом, двумя членами экипажа и двумя двигателями.

Новый самолёт, который, как ожидалось, обойдется компании-победителю не менее чем в 7 миллиардов долларов, что в целом эквивалентно 62 миллиардам долларов в 2021 году, по сути, должен был обеспечивать всё необходимое для всех служб [7].

В 1960 году министерство обороны США попыталось удовлетворить потребности двух служб (ВВС и ВМФ) в тактическом самолёте. Военно-воздушные силы искали замену на тот момент самому большому одноместному боевому самолёту в мире F-105 (рис. 1), а военно-морской флот пытался заменить свой самолёт F-4 (рис. 2), являвшимся тогда наиболее массовым сверхзвуковым самолётом США и первым в мире серийным истребителем, несущем ракеты "воздух-воздух" среднего радиуса действия [8, 9].



Рис. 1 F-105D Thunderchief



Рис. 2 F-4 Phantom

Основные параметры самолётов F-105D Thunderchief и F-4 Phantom II [8, 9]		
Самолёт	F-105D Thunderchief	F-4 Phantom II
Разработчик	Republic Aviation	McDonnell Douglas
Годы производства	1957 - 1964	1958 - 1979
Изготовлено, шт.	833	5195
Масса пустого, кг	12 181	12 701
Максимальная взлётная масса, кг	23 967	20 230
Масса боевой нагрузки, кг	6400	7275
Масса топлива во внутренних баках, кг	3420 (+5720 кг в ПТБ)	6080 (+4000 кг в ПТБ)
Силовая установка	1xТРДДФ Pratt &Whitney J75-P-19W	2xGeneral Electric J79-GE-8
Макс. скорость на высоте 11 000 м, км/ч	2208	2370
Макс. скорость у земли, км/ч	1345	1200
Крейсерская скорость, км/ч	939	-
Дальность (без ПТБ), км	1240	2380
Боевой потолок, м.	12 558	18 898
Разбег при нормальной взлётной массе, м	1301	1340
Пробег без/с тормозным парашютом, м	1327/724	-/950

Эксплуатационные требования SoR 183 к самолёту включали [6]:  
 - хорошие взлётные характеристики,  
 - способность к сверхзвуковому ( $0,92 < M < 1,2$ ) полёту на малой высоте,  
 - способность летать на скорости  $M = 2,5$  на большой высоте,  
 - возможность полёта через Атлантику или Тихий океан без дозаправки.

Для реализации этих требований в 1961 году была принята программа "Тактический экспериментальный истребитель" (Tactical Fighter Experimental - TFX) создания сверхзвукового истребителя/бомбардировщика для ВВС и ВМФ. Традиционно каждая служба разрабатывала свой собственный самолёт, отвечающий её конкретным требованиям.

Но в начале 1961 года недавно назначенный министр обороны Роберт Макнамара (Robert S. McNamara) продвигал идею использования одних и тех же самолётов и двигателей для ВВС и ВМФ. Он предложил схему экономии миллионы долларов благодаря использованию общего планера для двух совершенно разных программ.

Следует заметить, что программа TFX вызвала множество споров, что привело к расследованию Конгресса, известного как слушания Макклеллана (McClellan) [1]. Из-за огромного масштаба программы многие полагали, что она была политически мотивирована в чьих-то интересах, будь то члены Конгресса или вице-президент Линдон Джонсон, но расследование не выявило никаких доказательств, указывающих на это. Сеймур Херш (Seymour Hersh) в своей книге о Дж. Кеннеди "Темная сторона Камелота" (Dark Side of Camelot), сообщает, что участники обеспечения безопасности General Dynamics в августе 1962 года пытались шантажировать Дж. Кеннеди, вынуждая его передать разработку самолёта TFX компании General Dynamics [10].

Особенностью программы стало применение для таких самолётов более экономичных турбовентиляторных двигателей, вместо турбореактивных [11].

К участию в конкурсе двигателей для программы TFX были допущены три компании: Allison с проектом AR-168, Pratt & Whitney с TF30 и General Electric с MF-295.

В январе 1962 года правительство выбрало двух финалистов планера и двигателя: General Dynamics/Grumman с PW и Boeing с GE.

Двигатель MF-295 находился на ранней стадии разработки, но обещал значительные преимущества в размерах, массе и эксплуатационных характеристиках. Во всех заявках, за исключением заявки General Dynamics, предполагалось использовать двигатель MF-295. General Dynamics спроектировала свой самолёт на основе ТРДДФ TF30. В конце концов, команда по оценке решила, что из-за ранней стадии разработки MF-295 слишком

велик риск, чтобы рассчитывать на его своевременную готовность к полётам на новом самолёте F-111.

Несмотря на то, что компания Boeing сделала ставку не на тот двигатель, у неё было преимущество перед конкурентами. Компания Boeing работала над самолётом с изменяемой стреловидностью в течение двух лет, намного раньше всех остальных. Компания даже разрабатывала самолёт с изменяемой стреловидностью на базе двигателя TF30, прежде чем переключиться на MF-295 для участия в соревнованиях.

Комиссия по отбору поставщиков выбрала Boeing 818 в качестве победителя и направила свои рекомендации министерству обороны. Совет ВВС счёл, что решение Комиссии по отбору было преждевременным. Макнамара последовал рекомендации Совета ВВС и заключил с Boeing и General Dynamics 90-дневные контракты на проведение второго конкурса [10].



Рис. 3 Проект самолёта Boeing 818 [7]

Вторые конкурсные предложения были представлены в мае 1962 года. Ни одна из компаний не смогла в полной мере выполнить требования ВМФ. Однако комиссия по отбору поставщиков и Совет ВВС проголосовали за то, чтобы рекомендовать Boeing в качестве победителя, при этом представители военно-морских сил были против [10].

Сложность в выполнении требований заключалась в том, что требовались идентичные самолёты. Макнамара дал обоим конкурентам ещё один шанс в проведении третьего конкурса и позволил внести некоторые изменения в конструкцию самолётов ВМФ и ВВС. Он оговорил, что высокая степень общности по-прежнему очень важна для окончательного выбора проекта [1].

Третий конкурс длился три недели, и правительству было предоставлено всего пять дней на оценку предложений. Этого оказалось слишком мало, и обоим компаниям был объявлен четвёртый конкурс. Boeing и General Dynamics получили 2,5 миллиона долларов на дальнейшее 60-дневное исследование, а срок оценки был установлен в 45 дней [10].

В результате получился боевой самолёт, который не был особенно нужен ни одной службе, и который критики окрестили "летающим Эдселом" (Flying Edsel). Edsel - синоним коммерческого провала, яркий пример маркетинговых просчётов и памятник эпохи излишеств в автомобильном дизайне [12].

Бывший летчик-испытатель Джордж Марретт (George Marrett) вспоминает об этом как о "худшем самолёте, на котором я когда-либо летал" [13].

Самолёт F-111 для ВВС и ВМФ был центральным элементом реформы Макнамары процесса закупок Пентагоном вооружений. По мнению Роберта Ф. Коулама (R.F. Coulam) (Принстонский университет) по большинству критериев "реформа" провалилась [11].

### Турбовентиляторные двигатели с форсажной камерой компании Pratt & Whitney

Pratt & Whitney - один из крупнейших производителей авиационных двигателей в мире, являющийся частью корпорации United Technologies Corporation.

В 1930-х годах компания занимала лидирующие позиции на рынке поршневых авиационных двигателей и в начале 1950-х годов перешла на создание газотурбинных двигателей [14].

Компания входит в "большую тройку" производителей авиадвигателей вместе с General Electric и Rolls-Royce. Помимо авиадвигателей,

Pratt & Whitney производит модульные и передвижные газотурбинные установки для промышленных целей, двигатели для локомотивов, ракетные двигатели.

Pratt & Whitney Company была основана в 1860 году в Хартфорде, штат Коннектикут (Hartford, Connecticut) Фрэнсисом Праттом (Francis Pratt) и Эмосом Уитни (Amos Whitney) - двумя бывшими сотрудниками компании Colt's Manufacturing Company - производителя огнестрельного оружия.

В 1929 г. Pratt & Whitney объединяется с Boeing Airplane Company, Thomas Hamilton (производитель воздушных винтов) и Chance Vought (авиастроительная компания) в корпорацию United Aircraft and Transport. Позже сюда влились ещё нескольких авиакомпаний и производителей самолётов и комплектующих, включая Sikorsky Aircraft. В 1934 году Boeing была исключена из состава корпорации.

По окончании Второй мировой войны компания начала разработку реактивных двигателей со значительным отставанием от General Electric и Westinghouse, однако с конца 1950-х годов Pratt & Whitney становится крупнейшим производителем авиадвигателей США.

В начале 1990-х годов Pratt & Whitney совместно с MTU Aero Engines, Fiat, Rolls-Royce plc и Japanese Aero Engines организовали предприятие International Aero Engines, создавшее двигатель V2500 для самолётов Airbus A320 [15].

В августе 2005 года Pratt & Whitney приобрела у корпорации Боинг компанию Rocketdyne по производству ракетных двигателей и стала называться Pratt & Whitney Rocketdyne Inc.

Кроме заводов в США, выпускающих двигатели для военной и гражданской авиации, имеется канадский филиал Pratt & Whitney Canada, производящий двигатели для летательных аппаратов авиации общего назначения и самолётов местных авиалиний.

Компания Pratt & Whitney установила стратегическое университетское партнёрство с рядом университетов и исследовательских центров. В рамках такого сотрудничества университет штата Огайо проводит работы, ориентированные на инженерные исследования мирового уровня в области передачи энергии и зубчатых передач для авиационных двигателей [16]. Центр передовых композитных технологий (Advanced Composites Technology Center), расположенный в университете Гудвина (Goodwin University) и входящий в Коннектикутский центр передовых технологий (Connecticut Center for Advanced Technology - CCAT), развивает передовые технологии производства композитов с полимерной матрицей для Pratt & Whitney [17].



Рис. 4 Эмос Уитни

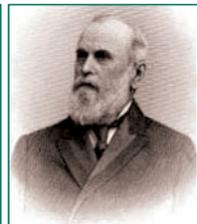


Рис. 5 Фрэнсис Прайт

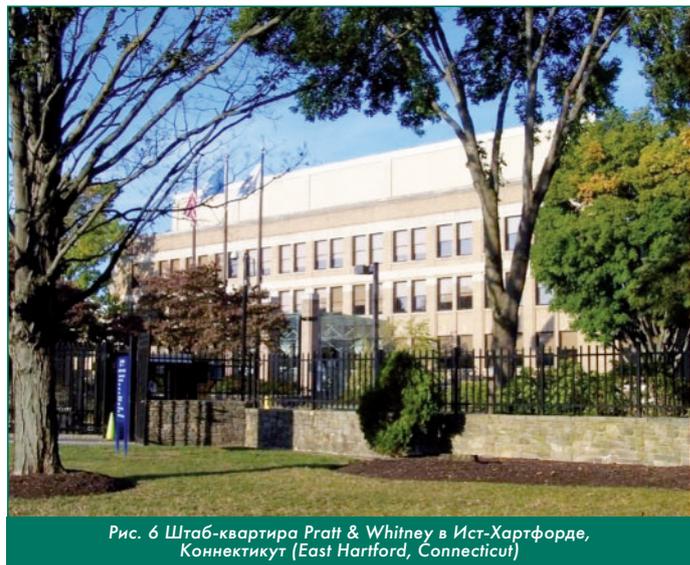


Рис. 6 Штаб-квартира Pratt & Whitney в Ист-Хартфорде, Коннектикут (East Hartford, Connecticut)

Большое внимание компания уделяет поддержке подготовки высококвалифицированных рабочих и инженерных кадров, а также профориентации молодёжи, например, в 2021 году она объявила об инвестициях в размере 1,25 миллиона долларов на создание программы стипендий Pratt & Whitney Scholars в интересах студентов-инженеров Коннектикутского университета (UConn). Эта программа стипендий предоставляет четырём группам из пяти студентов по 10 000 долларов в год в течение четырёх лет, обеспечивает возможность летней стажировки в Pratt & Whitney после второго курса и поддерживает проекты старшекурсников, спонсируемые Pratt & Whitney. Компания выделяет гранты для поощрения перспективных программ [18, 19].

Компания Pratt & Whitney является одним из крупнейших спонсоров, расположенного на юго-востоке Польши фонда "Авиационная образовательная долина" (Aviation Valley Foundation), - организации, созданной авиационными компаниями региона для оказания польской молодёжи помощи в получении образования в области STEM-образования (Science - наука, Technology - технология, Engineering - инжиниринг, Mathematics - математика). STEM - новая форма образования на стыке естественных, математических наук, инженерного творчества и междисциплинарных технологий. Фонд помогает в реализации различных программ - от посещения аудиторий для повышения квалификации до создания новых лабораторий, где начинающие инженеры могут проводить собственные исследования.

**Часть 1  
Первые проекты ТРДДФ Pratt & Whitney**

**1.1 Первый американский серийный ТРДДФ Pratt & Whitney TF30**

После выбора General Dynamics/Pratt & Whitney Министерством обороны в ходе обширных слушаний в Комитете по вооружённым силам Сената заявлено: "Мы не видим разницы между этими двумя предложениями (General Dynamics/Grumman с PW и Boeing с GE), поэтому General Dynamics/Grumman с TF30 выигрывает", подтвердив свой процесс принятия решений для TFX [10, 11].

Роберт Макнамара отменил участие команды Boeing, и в конце 1962 года был сделан выбор в пользу проекта General Dynamics/Grumman/PW, что было в то время самым крупным самолётостроительным проектом.

Первый американский турбовентиляторный двигатель с форсажной камерой TF30 был спроектирован компанией Pratt & Whitney с учётом опыта разработки двухроторных одноконтурных турбореактивных двигателей J57 (заводское обозначение - JT3A) (рис. 1.1 - 1.3) и J52 (JT8A) (рис. 1.4, 1.5), а также турбовентиляторного JT3D (военное обозначение TF33 (рис. 1.6, 1.7), созданных в 1950-х годах.

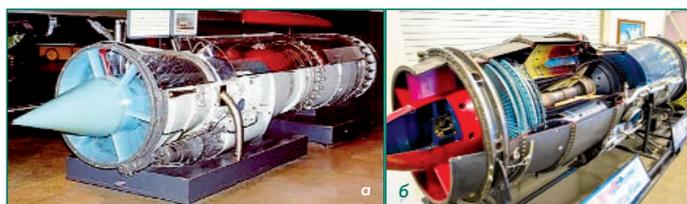


Рис. 1.1 Макеты двигателя J57 в Калифорнийском аэрокосмическом музее: а - вид спереди сбоку; б - вид сзади сбоку



Рис. 1.2а Внешний вид двухроторного ТРД J57 (JT3A)

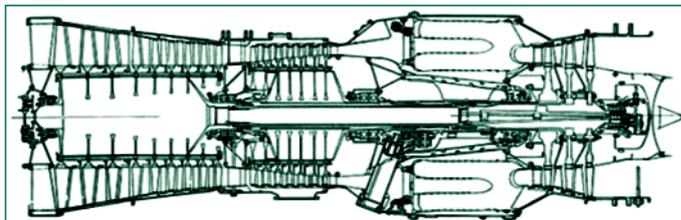


Рис. 1.2б Конструктивная схема двухроторного ТРД J57 (JT3A)

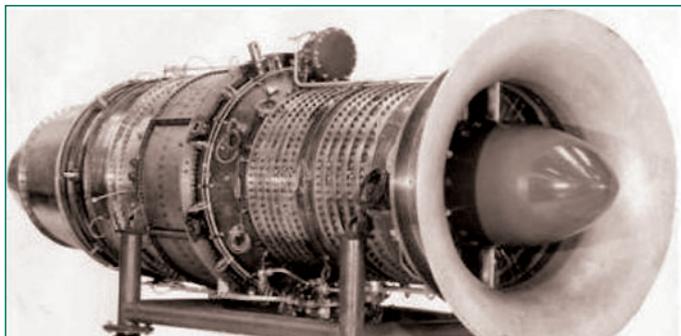


Рис. 1.3а Внешний вид двигателя Pratt & Whitney JT3



Рис. 1.3б Модель двигателя Pratt & Whitney JT3 в масштабе 1/4

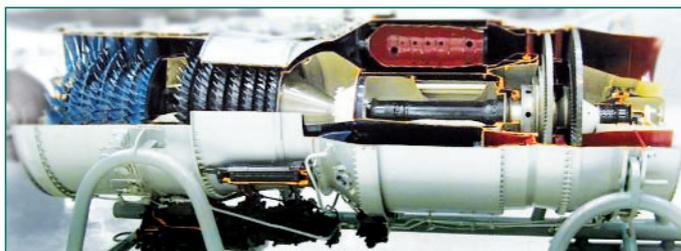


Рис. 1.4 ТРД J52

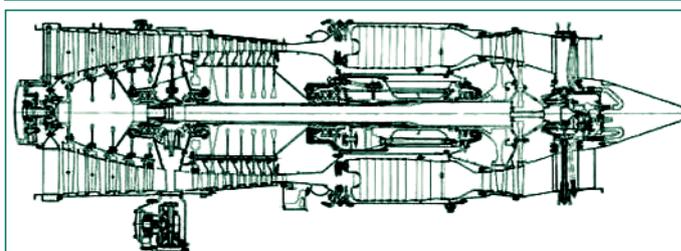


Рис. 1.5 Конструктивная схема двухроторного ТРД JT8A (J52)



Рис. 1.6 Двигатель TF33

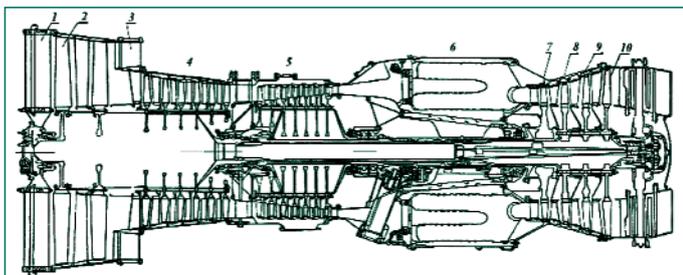


Рис. 1.7 Конструктивная схема ТРД JT3D-1 (турбовентиляторной версии JT3A) [20]:  
 1 - лопатки ВНА; 2 - лопатки первой ступени вентилятора; 3 - выходные спрямляющие лопатки вентилятора; 4 - КНД; 5 - КВД; 6 - камера сгорания; 7 - ТВД; 8 - первая ступень ТНД; 9 - вторая ступень ТНД; 10 - третья ступень ТНД

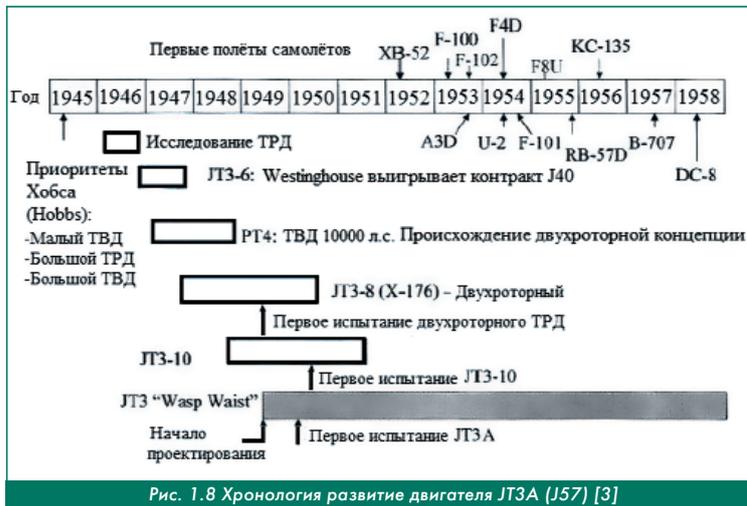


Рис. 1.8 Хронология развитие двигателя JT3A (J57) [3]

В 1952 году за создание и постройку двигателя J57 главный конструктор United Aircraft Леонард Хоббс (Leonard S. Hobbs) был награждён премией Collier Trophy (ежегодный авиационный приз Национальной ассоциации аэронавтики США (NAA)).

Выпуск этих двигателей начался в 1953 году.

25 мая 1953 года уже во время своего первого полёта самолёт North American YF-100A Super Sabre, оснащённый ТРДФ J57-P-7, впервые в мире превысил скорость звука в горизонтальном полёте. Всего было выпущено 21 186 двигателей, последний из которых компания передала заказчику в 1965 году. Долгое время J57 является одним из основных двигателей в ВВС США. С 1958 года его гражданская версия с обозначением JT3С (рис. 1.9) устанавливалась на самолёты Boeing 707, Boeing 720 и Douglas DC-8.



Рис. 1.9 Двигатель JT3C

Таблица 1.1

Основные параметры J57-P-7, J52-P-408A и JT3C-6 [4, 21 - 23]			
Двигатель	J57-P-7	J52-P-408A	JT3C-6
$P_{ф}$ , кН (кгс)	66,7 (6800)	-	-
$C_{уд.ф}$ , кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	214 (2,1)	-	-
$P_{взл.}$ , кН (кгс)	44,1 (4500)	51 (5200)	49,8 (5080)
$C_{уд.взл.}$ , кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	-	80,6 (0,79)	78,6 (0,77)
$G_{в}$ , кг/с	77	65	84
$T_r$ , К	1100	-	1108
$m$	0	0	0
$\pi_{к\Sigma}$	12,5	14,6	11,6
$n_{ВД}/n_{НД}$ , об/мин.	-	-	9500/6350
$M_{дв}$ , кг	3540	1052	1945
$L_{дв}$ , м	6,73	3,02	3,52
$D_{дв}$ , м	1,02	0,765	0,988
Год начала станд. исп.	1950	1955	1956

**Элементы конструкции J57:**

**Компрессор НД** - девятиступенчатый. Лопатки и неразъёмный корпус компрессора изготовлены из титанового сплава. Ротор дискового типа.

**Компрессор ВД** - семиступенчатый. Неразъёмный корпус и направляющие лопатки стальные. В передней опоре стального ротора расположен роликовый подшипник, в задней - подшипник радиально-упорный шариковый.

**Камера сгорания** - трубчато-кольцевая, 8 жаровых труб, в каждой из которых помещается по шесть топливных форсунок.

**Турбина высокого давления** - одноступенчатая.

**Турбина низкого давления** - двухступенчатая.

**Применение.** Устанавливается на бомбардировщиках Boeing B-52G.

ТРД J52 для ВМС США был разработан в середине 1950-х годов на основе двигателя J57/JT3A.

Эксперименты с турбовентиляторными компания Pratt & Whitney проводила с 1956 года. Разработка ТРДД JTF10 началась в апреле 1959 года на базе газогенератора J52 (заводское название JT8A). Затем компания предложила JT10A - версию своего недавно разработанного турбовентиляторного JT8D (рис. 1.10).

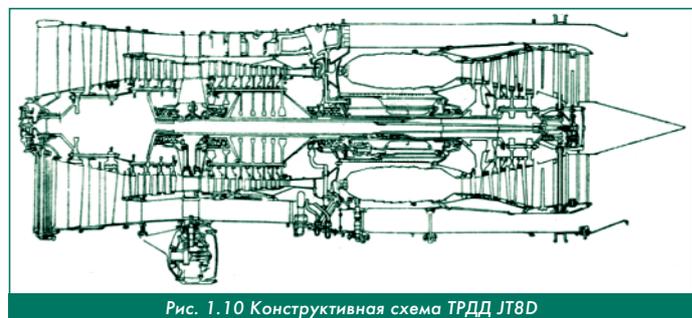


Рис. 1.10 Конструктивная схема ТРДД JT8D

В отличие от испытанного в 1956 году ТРДДФ с горением во внешнем контуре, в двигателе JTF10 (TF30) дожигание осуществлялось после смешения потоков, выходящих из вентилятора и турбины, в общей форсажной камере.

Двигатель был передан для испытания 31 августа 1959 года, и его первый запуск состоялся 10 декабря того же года. JTF10A проходил доводку и испытания до 14 марта 1961 года, когда первые JTF10A были отправлены на лётные испытания, состоявшиеся 19 февраля 1962 года [3].

Двигатель JT8D, разработка которого началась в 1960 году, имеет единый газогенератор с двигателем J52 самолёта Grumman A-6 Intruder. В феврале 1963 года двигатель JT8D впервые поднял в воздух Boeing 727-100. В семействе JT8D насчитывается 8 моделей, имеющих величину тяги от 54,51 до 77,43 кН (5554 - 7889 кгс) и устанавливавшихся на самолётах Boeing 727, 737-100/-200 и Douglas DC-9. Всего было выпущено около 14 тысяч двигателей, которые использовались в трёх с половиной сотнях авиакомпаний, что делает JT8D самым массовым в истории двигателем с низкой степенью двухконтурности.

В 1980 году для самолётов DC-9-80 (MD-80) была создана модификация JT8D-200 (рис. 1.11), тягой от 82,33 до 96,57 кН (8389 - 9840 кгс).



Рис. 1.10 Конструктивная схема ТРДД JT8D

Модификация этого двигателя с форсажной камерой под обозначением Volvo Flygmotor RM8A (рис. 1.12 - 1.15), производилась по лицензии в Швеции для многофункциональных истребителей третьего поколения SAAB 37 Viggen ("Громовержец").



Рис. 1.12 Двигатель Volvo RM8A

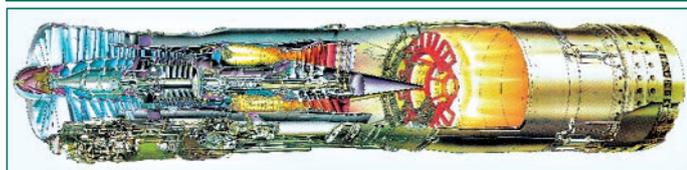


Рис. 1.13 Схема двигателя Volvo RM8A



Рис. 1.14 Реверсивное устройство двигателя RM-8A



Рис. 1.15 Монтаж двигателя RM8A на самолёт JA37

В целях уменьшения стоимости и упрощения конструкции было принято решение отказаться от многорежимного воздухозаборника двигателя. На всех вариантах самолёта использовался нерегулируемый воздухозаборник с малой длиной воздушного канала, оптимизированный для полётов с околозвуковой скоростью на малых и средних высотах.

К новому самолёту предъявлялись высокие, порой взаимоисключающие, требования. ВВС Швеции (Flygvarnet) требовали достижения максимальной скорости на большой высоте, соответствующей числу  $M = 2$  и не менее  $M = 1$  на высоте 100 м. Одновременно предписывалось обеспечить самолёту хорошие взлётно-посадочные характеристики и возможность эксплуатации с коротких ВПП. Взлётная и посадочная дистанции были определены не более 500 м. Это, по мнению военных, позволяло в случае необходимости использовать в качестве ВПП автомобильные шоссе или неповреждённые участки взлётных полос [24].

Двигатель имел двухступенчатый вентилятор и четырёхступенчатый компрессор низкого давления, приводимые трёхступенчатой турбиной низкого давления, вращаемый одноступенчатой турбиной высокого давления, трубчато-кольцевую камеру сгорания, имеющую 9 жаровых труб.

В шведском варианте двигателя были использованы новые конструкционные материалы, добавлена оригинальная форсажная камера шведской разработки и регулируемое сопло. В итоге Volvo Flygmotor RM-8A позволил истребителю разогнаться до скорости 2 Маха. Шведские конструкторы разработали оригинальное реверсивное устройство, что в последствии положительно сказалось на взлётно-посадочных характеристиках самолёта. Двигатель получил автомат тяги. Реверс включался при касании носовой стойки истребителя взлётно-посадочной полосы. Посадка производилась "по-авианосному" без выравнивания самолёта [24, 25]. Двигатель RM-8A применялся на истребителях-бомбардировщиках AJ37, самолётах морской (SH-37) и общей (SF-37) разведок, самолётах-перехватчиках JA-37, а также на учебно-

тренировочных самолётах SK-37.

Модификация самолёта JA37, имела модернизированный двигатель RM8B с усовершенствованными трёхступенчатым вентилятором и трёхступенчатым компрессором низкого давления (рис. 1.16).

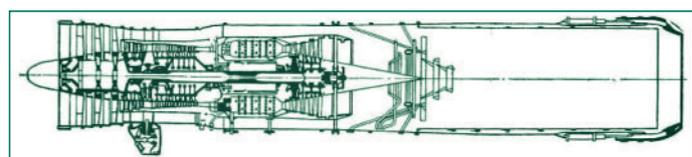


Рис. 1.16 Конструктивная схема ТРДДФ Volvo RM8B

Благодаря улучшению охлаждения лопаток турбины высокого давления и применению более жаропрочных материалов была повышена температура газа перед ней. Улучшена газодинамика форсажной камеры, вследствие чего время её розжига сократилось почти вдвое при меньшем дымлении. Удельный расход топлива на форсаже снизился с 2,6 кг/кг/час у RM8A до 2,52 кг/кг/час. Применение нового компрессора позволило увеличить запас устойчивости по помпажу, двигатель стал более "лояльным" к искажениям воздушного потока на входе в вентилятор, а топливотрегулирующая автоматика стала реагировать на перегрузку и тенденцию изменения угла атаки.

В каждой жаровой трубе камеры сгорания было установлено по четыре топливных форсунки вместо одной (рис. 1.17), что обеспечило лучшее перемешивание топлива с воздухом и повысило коэффициент полноты сгорания при неизменных размерах жаровых труб, а также улучшило равномерность поля температуры газа перед турбиной.



Рис. 1.17 Жаровая труба ТРДДФ RM8B с четырьмя топливными форсунками

Таблица 1.2

Основные параметры двигателей Volvo RM8A и RM8B [24 - 31]		
Двигатель	RM8A	RM8B
$P_{ф}$ , кН (кгс)	117,6 (12 000)	122,5 - 125,0 (12 500 - 12 750)
$C_{уд.ф}$ , кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	267 (2,65)	259 - 264,1 (2,52 - 2,57)
$P_{взл.}$ , кН (кгс)	70,6 (7200)	72,1 (7350)
$C_{уд.кр.}$ , кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	65 (0,64)	65 (0,64)
$G_{в.}$ , кг/с	145	>150
$T_r$ , К	1393	1425
$m$	0,97	0,97
$\pi_{к.с.}$	16,5	16,5
$n_{вд./n_{нд.}}$ , об/мин.	-	-
$M_{дв.}$ , кг	2100	2350
$L_{дв.}$ , м	6,16	6,23
$D_{дв.}$ , м	1,03	1,03
Год начала станд. исп.	1964	1964



Взлёт самолёта Saab 37 Viggen

Компоновочная схема и вооружение самолёта Saab 37 Viggen

Посадка самолёта Saab 37 Viggen. Реверс включён

Межремонтный ресурс двигателя составлял 600 часов.

(Продолжение следует.)

# ДНО МАТЕРИИ

Дмитрий Николаевич Воронков, к.т.н.,  
главный научный сотрудник АО "НПП "РадиоСигнал"

**Человечество, понимая дискретность материи, искало и продолжает искать исходный или минимальный элемент. Демокрит 460 лет до нашей эры ввел понятие "атом", выступающий в роли первоначала материи. В настоящее время физикам известны более мелкие частицы, чем атом, однако вопрос "А где же дно?" так и остается открытым. При этом все понимают значение этих знаний.**

**В этом материале сделана очередная попытка предложить иной взгляд на явления, которые современная физика объясняет, используя квантовую механику, электродинамику и оптику.**

Для ответа на вопрос "А где же дно?" необходимо:

1. Критически рассмотреть современную трактовку химических связей (ХС) или функциональных связей (ФС) материальных объектов (МО), изложенных в виде приближенных теорий или гипотез, на основе **новой** модели атома.

2. Раскрыть **модель атома**, которая сможет снять целый ряд противоречий, таких как:

- почему ядро атома и его облако электронов, в соответствии с законом Кулона не рассыпаются,

- почему материя дискретна. Какие силы и как обеспечивают дискретность материи.

Учет **дискретности** материи позволит корректно рассмотреть **дискретность** спектров излучения и поглощения материи.

3. Раскрыть физику спектрального анализа, определившись с явлением "горения", лежащего в его основе.

4. Предложить технологию приближительного определения дна материи по её спектральному портрету.

## 1 Химическая связь

В соответствии с [1] **"Химическая связь - взаимодействие атомов, обуславливающее устойчивость молекулы или кристалла как целого. Химическая связь определяется взаимодействием между заряженными частицами (ядрами и электронами). Современное описание химической связи проводится на основе квантовой механики. Основные характеристики химической связи - прочность, длина, полярность, устойчивость"**. В этом определении, в характеристиках не раскрыты силы, обеспечивающие как химические связи (функциональные связи (ФС)), так и устойчивость этих связей, т.е. дискретность материи.

Рассмотрим коротко основные характеристики ХС.

1. В соответствии с [1] **"Длина химической связи - расстояние между ядрами химически связанных атомов"**. При этом считается, что при синтезе ХС выделяется энергия, а при разрыве поглощается. В этом определении не указана причинно-следственная связь образования молекул, а лишь констатируется факт её существования. Энергия рассматривается как физическая субстанция, а она всего лишь характеристика взаимодействия МО. А если так, то при синтезе ХС энергия составляющих МО поглощается (сумма кинетических энергий МО переходит в энергию функциональной, электрической связи единого МО), а при разрыве ХС МО энергия излучается в виде суммы кинетических энергий разорванных МО.

2. В соответствии с [1] **"полярность ХС зависит от "электроотрицательности" связываемых атомов. Электроотрицательность - условная величина, характеризующая способность атома в молекуле притягивать электроны"**. Современная физика пользуется условными характеристиками вместо того, чтобы построить логичную математическую модель атома, способную объяснить хотя бы молекулярный уровень материи, не говоря уже о **всех** уровнях.

3. В соответствии с [1] существует 6 видов связей: металлическая, ковалентная, ионная, Ван-дер-ваальсовая, водородная, двухэлектронная трехцентровая ХС, **устойчивость (стабильность)** которых объясняется общим для нескольких атомов электроном (или общими электронами). При этом не раскрываются силы, обеспечивающие устойчивость не только молекул, но и атомов, ядер атомов, нуклонов и т.д.

На рис. 1 приведена картинка современной трактовки ХС.



Как видно из рис. 1 "объяснение" ХС **движением** электронов не корректно, т.к. не раскрыты **силы**, обеспечивающие это движение, не показано, какими силами обеспечивается **устойчивость** фазового состояния материи.

### 1.1 Модель атома (с учетом абсолютной скорости движения материи). Дискретность материи

Модель атома Резерфорда не могла объяснить, почему атом устойчив. Модель Резерфорда не может объяснить дискретные спектры излучения и поглощения, наблюдаемые у разных элементов. Она не объясняет конкретные длины волн света, испускаемого или поглощаемого атомами. В ней нет места субатомным частицам.

Модель атома Бора устойчива в соответствии с постулатами, т.е. ничем не доказанными утверждениями.

В статье [2] показано влияние абсолютной скорости МО  $V_a$  на характер контактного взаимодействия МО.

Но абсолютная скорость  $V_a$  заряженных МО влияет и на их левое взаимодействие.

Такая модель предложена в статье [3]. **"Вся материя на Земле движется с абсолютной скоростью  $V_a$ , а упорядоченное движение зарядов есть ток, тогда необходимо учитывать и закон Ампера, по которому два параллельных тока должны притягиваться друг к другу, а два параллельных, но противоположно направленных тока отталкиваются"**. (Примечание - движущиеся в одну и ту же сторону положительные и отрицательные заряды привычно рассматривать как противоположные токи.)

Есть факты [4] притяжения одинаковых зарядов микрочастиц, авторы пытаются объяснить средой (бульоном), в которой зафиксировано явление. Объясним эти явления тем, что рассматриваемые заряды, имеющие абсолютную скорость  $V_a$ , могут быть представлены как элементы упорядоченного параллельного движения зарядов т.е. электрическими параллельными **токами**, для которых Ампером получено выражение силы взаимодействия. Для зарядов одинаково знака эта сила притяжения, а для зарядов с противоположными знаками эта сила отталкивания.

Тогда планетарная модель Резерфорда может быть представлена по-иному. На рис. 2 представлено сечение атома плоскостью

перпендикулярной вектору  $V_a$ , красный крест - это конец вектора абсолютной скорости  $V_a$ . Красная цветная заливка у нуклонов, салатовая у электронов.

В этой модели структура атома поддерживается двумя физическими, полевыми силами - силой Ампера  $F_a$  и силой Кулона  $F_k$ . С учетом абсолютной скорости  $V_a$ , в плоскости, перпендикулярной этому вектору, параллельно движущимся одноименные заряды притягиваются, а разноименные - отталкиваются. Сила Кулона  $F_k$  для одноименных зарядов это сила отталкивания, для разноименных - это сила притяжения. Атом - это МО в виде сфероида, как наша планета. Сфероид атома (по поверхности электронного облака) приплюснут вдоль вектора  $V_a$  в силу преобладания в этом направлении силы Кулона, т.е. притяжения электронов к положительно заряженному ядру, а в плоскости перпендикулярной вектору  $V_a$ , сила взаимодействия облака электронов с ядром дополняется силой Ампера, противоположной по направлению силе Кулона.

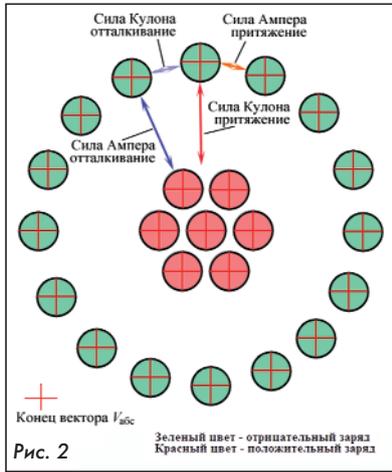


Рис. 2

На рис. 3 показан сфероид модели атома и модели ядра атома: силы  $F_a$  и  $F_k$  формируют силы между электронами и ядром  $F_1 = F_k - F_a$  (в этой области  $F_k > F_a$ ) и  $F_2 = F_k - F_a$  (в этой области  $F_k < F_a$ ). Между одноименными зарядами, электронами и нуклонами, сила Ампера сближает их, но при приближении сила Кулона не дает возможности их объединения, именно поэтому положительно заряженное ядро атома, без т.н. "сильного взаимодействия" и "слабого взаимодействия" сохраняют свое единство и в тоже время дискретную структуру.

Области электронов сфероида с более интенсивной зеленой окраской означают более плотную концентрацию зарядов, благодаря действию силы Ампера.

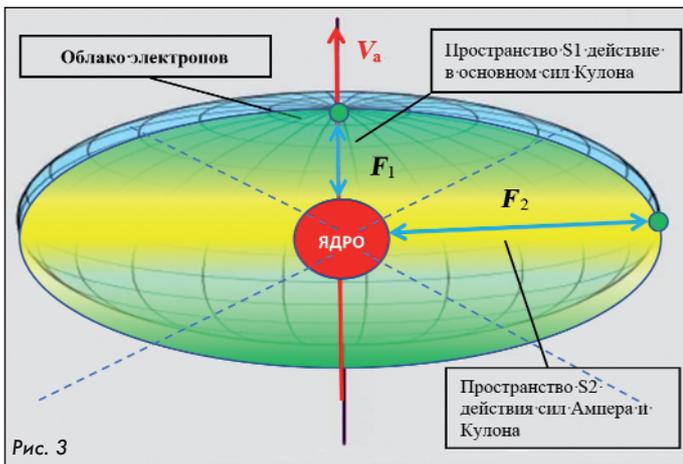


Рис. 3

В соответствии с предложенной моделью атома:

1. Все взаимодействия в МО, и, в частности, атоме и молекуле, следует рассматривать как воздействие на составные заряды МО двух сил - Кулона и Ампера. Причем сила Кулона обратно пропорциональна **квадрату расстояния** между зарядами, и сила Ампера обратно пропорциональна **расстоянию** между заряженными МО. Это приводит к тому, что для **одинаковых** по величине заряда МО, на относительно "больших" расстояниях между взаимодействующими зарядами, преобладает сила Ампера, а на относительно "малых" расстояниях работает сила Кулона. Вектор силы Ампера перпендикулярен вектору абсолютной скорости  $V_a$ , и имеет минимальное значение для зарядов, расположенных по линии параллельной  $V_a$ . Поэтому сфероид атома сжат (преобладает сила Кулона) по линии параллельной  $V_a$ .

2. Для расчета всех сил, действующих на отдельный электрон, со стороны ядра, необходимо учитывать полный заряд ядра. Сила Кулона между зарядами электрона и ядра притягивает отдельный электрон к ядру, уплотняя электронную оболочку, в то же самое время, сила Ампера, противодействуя силе Кулона, не дает возможности электронам попасть на ядро, сохраняя **стабильность атома**.

3. В данной модели отсутствует учет центробежной и центроостремительной силы  $F_{цс} = m\omega^2r$ , действующей на составные части атома. Конечно, эти силы присутствуют, но модель "работает" даже для неподвижных электронов или для цельного электронного облака. Поэтому отнесём эти силы к второстепенным.

4. Особо следует указать на особенность строения **ядра атома** в соответствии с предложенной моделью. Оно вытянуто в направлении  $V_a$ , т.к. по линии параллельной  $V_a$  преобладает сила Кулона (отталкивания), а следовательно работа выхода нуклона по линии  $V_a$  будет заметно ниже, чем по другим направлениям. Подтверждения модели:

4.1 В [5], где при исследовании пространственной анизотропии естественной радиации Плутония 239 (Pu 239) - исследования  $\alpha$  активности в опытах с коллиматорами, показали суточные колебания гистограмм, которые объяснялись неопределенными "космофизическими факторами". В [5, стр. 388] "Пришлось сделать труднейший вывод: **"на самом деле" изучаемые явления не зависят от природы процессов**". Этим природным "космофизическим" фактором является абсолютная скорость материи  $V_a$ , которая "модулируется" суточным вращением Земли и зависит от широты нахождения экспериментальной установки. Ещё одним модулятором можно считать годовое вращение Земли вокруг Солнца и т.д.

4.2 Следующим фактом, подтверждающим модель, является т.н. "джет галактики" [6] представленный на рис. 4. Ядро галактики, имеющее, как и в ядре атома, заряды одного типа, излучает их в противоположные стороны по направлению вектора абсолютной скорости  $V_a$  галактики, под действием силы Кулона. К стати, приплюснутость галактики в плоскости перпендикулярной вектору  $V_a$  (абсолютной скорости галактики), как и атома определяется действиями сил Ампера и Кулона на звезды, имеющие положительные заряды.



5 Взаимодействие МО, в соответствии с новой моделью атома, изложенную в п. 1.1, характеризуют ФС материи или её ХС.

6 Так как положение в пространстве  $V_a$ , для предметов на планете, не постоянное, то следует вывод что форма атомов и других МО во времени все время **меняет форму**, т.е. вся материя от молекул до дна материи находится в постоянном как абсолютном так и относительном движении.

*Примечание - В соответствии с этой моделью стоит только нашему миру остановиться и ВСЕ рассыплется, т.к. сила Ампера станет нулевой. И с другой стороны, если температура материи, от которой зависит количество уровней в ней, станет нулевой (0°K), не станет зарядов и ФС материи, и она перейдет в свое исходное состояние, в котором и начнется ее становление. Такое состояние мы назвали [2] "первородная космическая материя" (ПКМ). Таким образом, существуют 2 фактора - абсолютная скорость и температура, которые определяют устойчивое фазовое состояние материи.*

Предложенная модель атома позволяет рассмотреть ФС молекул.

Образование молекул из атомов, расположенных друг к другу областями S2, где электроны соседнего атома будут прижиматься к электронной оболочке первого атома, образуя межатомную связь. Такая ФС отличается от существующих сейчас гипотез образования молекул.

Стабильность молекул поддерживается, так же, как и атомов, действием тех же сил Ампера и Кулона. И эти силы характеризуют полевое взаимодействие МО.

Для молекулярного уровня, для которого Ван-дер-Ваальсом было предложена гипотеза о том, что на малых расстояниях между молекулами действуют силы отталкивания (силы по закону Кулона), которые с увеличением расстояния сменяются силами притяжения (силы по закону Ампера). Эти силы, в современной физике задают в виде атом-атомных потенциалов Букингема или Ленарда-Джонса, которые **не получены строго теоретически**. При этом вся материя, в том числе и молекулы, поляризована [7], а значит кроме предложенной гипотезы связи атомов областями S2 (определяемых вектором  $V_0$ ), можно построить топологию МО на уровне молекул благодаря их поляризации (определяемых вектором  $E_{\text{Земли}}$ ). И топология ФС молекул будет другой по сравнению с топологией ориентационного, индукционного и дисперсионного взаимодействия, построенных на "квантово-механической модели" которая не привязана как к полю Земли, так и к вектору абсолютной скорости  $V_0$ . Т.е. по линии перпендикулярной поверхности Земли будет "работать" притяжение по закону гравитации [7], а в пространстве области S2 будет в основном "работать" притяжение/отталкивание по законам Ампера и Кулона.

Аналогичные рассуждения можно будет применить и для других уровней материи.

Кроме полевого взаимодействия обязательно присутствует и контактное взаимодействие, например нейтральных атомов или молекул.

**Контактное взаимодействие** подробно описано [2] согласно которому материальный мир на планете Земля находится в "устойчивой" фазе развития вселенной, определенной большой абсолютной скоростью движения Солнечной системы около **сотен** км/с. Скорость частицы (атома) при контактном взаимодействии (после контакта) меняет направление, сохраняя модульное значение скорости, такой процесс называется броуновским движением.

Также учитывая, что заряды в материи существуют только при температуре  $T > 0$  К, можно обозначить условия сохранения **дискретности и устойчивости** материи:

1. Температура материи  $T > 0$  К и она имеет заряды.

2. Абсолютная скорость планеты имеет порядок, при котором характер контактного взаимодействия нейтральных МО можно рассматривать как броуновское движение (при контактах атомы практически не теряют кинетическую энергию, что делает их устойчивыми).

3. Абсолютная скорость планеты позволяет рассматривать МО, имеющие электрический заряд, как микроток в направлении  $V_0$ , и оценивать силу взаимодействия по формуле Ампера для параллельных токов:

$$dF_0 = \frac{\mu_0}{2\pi} \frac{I_1 I_2}{R} dl, \quad (1)$$

где  $\mu_0$  - магнитная проницаемость среды,  $R$  - расстояние между зарядами,  $dl$  - диаметр МО несущего заряд,  $I_1 = g_1 V_0$ ,  $I_2 = g_2 V_0$ .

## 2 Дно материи

Чтобы предложить методику определения dna материи проведем анализ современного состояния спектрального анализа материи.

В [8] "Спектроскопия - раздел физики, посвященный изучению спектров электромагнитного излучения, которые **возникают при переходах между энергетическими уровнями в атомах и молекулах**, а также образованных из них макроскопических объектах [9]".

Несколько слов о спектральном представлении материи. В современной физике доминирует т.н. "стандартная модель", абсолютно абстрактное математическое нагромождение эмпирических формул. Правда есть и некоторые трезвые мысли, например у В. Гейзенберга [10], где он указывает "что до сих пор остается неясной общая структура спектра элементарных частиц. Главной причиной создавшейся ситуации является **непонимание природы элементарных частиц**". Другими словами физики, при описании спектров, руководствуются абстрактными, математическими и в лучшем случае эмпирическими "формулами", ничего общего с физическими процессами не имеющими. В отличии от Гейзенберга мы считаем,

что надо раскрыть не природу элементарных частиц, а надо представить физику **получения спектров** поглощения и излучения вещества с учетом предложенной математической модели атома и дискретности материи.

Если придерживаться предложенной математической модели атома и многоуровневого строения материи, изложенной в первом разделе, то:

1. Материя дискретна. Поэтому любые физические процессы должны объясняться "работой" ВСЕХ уровней, а не только атомов и молекул.

2. Орбиты электронов и их заряды в атомах и молекулах, заряды ядер атомов и абсолютная скорость материи не изменяются, если нет **внешних** сил.

3. Процедура излучения ЭМП и МО происходит под действием **внешнего механического контактного, полевого** или одновременно того и другого воздействия. При этом может происходить переполаризация МО и **разрыв** ФС МО, ведущие к **излучению ЭМП** и образованию "свободных" частиц, с соответствующей кинетической энергией (импульсом).

4. **Разрыв** ФС входит в процедуру т.н. "горения". Известные процедуры получения спектров материи как поглощения, когда материя облучается ЭМП, так и излучения, когда материя подвергается термической обработке, фактически представляют один и тот же физический процесс - "горения".

В этом подходе необходимо разработать математическую модель излучения ЭМП многоуровневой материей и связать частоту воздействия, её мощность с характеристиками, такими как размеры МО по уровням материи, концентрацию МО в исследуемом объеме на  $i$ -том уровне, чтобы показать **дискретный** характер поглощения и излучения материи и попытаться, хотя бы приблизительно, определить дно материи по данным его спектра. Для того чтобы разработать математическую модель спектрального анализа необходимо рассмотреть теорию горения.

## 2.1 Теория горения

**Современная физико-химическая теория горения** гласит, что горение - это "**сложный физико-химический процесс, при котором превращение вещества сопровождается интенсивным выделением тепла, ярким свечением и теплообменом с окружающей средой**". В учебниках рассматривают процесс горения на молекулярном уровне и в основном как окислительный процесс. При этом физики объясняют с точки зрения квантовой механики. Типа [4] "Атом, взаимодействуя с другим атомом, может получить дополнительную энергию. При этом она может выражаться в переходе одного или нескольких его электронов на более высокий **энергетический уровень**. Такое состояние атома называется возбужденным. Ионы (положительные ионы, или катионы) - это "перевозбудившиеся" атомы, они получили так много энергии, что один из их электронов вовсе отправился в свободное плавание". Объяснять физику явлений в многоуровневой материи всего лишь одним материальным объектом - электроном не верно и примитивно.

Для раскрытия физико-химического процесса горения необходимо:

\* Определиться с фундаментальными взаимодействиями материальных объектов (МО), существующими в современной физике - электромагнитное, гравитационное, сильное и слабое. Мы считаем [7] что есть только **одно - электромагнитное**.

\* Определиться с строением материи - материя дискретна и многоуровневая.

\* Определиться с строением атома. Мы будем рассматривать строение атома в соответствии с п. 1.1.

\* Определиться с силами, определяющими дискретность материи и ее устойчивость в соответствии с п. 1.1.

Процесс горения - это процесс взаимодействий МО, который различается на контактный и полевой. В результате взаимодействия МО происходит разрыв ФС материи ведущего к выделению новых МО, как правило имеющих заряд, и электромагнитного поля (ЭМП), создаваемого процессом разрыва ФС.

**Механизм энерговыделения**

В [11] "Превращение вещества сопровождается выделением свободной энергии лишь в том случае, если вещество обладает запасом энергии".

Энергия - это характеристика **взаимодействия** МО и быть свободной от конкретного МО не может. Материя, конечно, обладает потенциальным запасом энергии, который заключен в энергии функциональных электрических связей МО. При этом необходимо помнить, что он связан с температурой МО, а при температуре материи 0 К он становится равным нулю.

Итак, в нашем представлении горение есть процесс разрыва ФС МО присутствующих в горящем теле. Если тело находится в гравитационном поле земли, то оно поляризовано, а ФС, в соответствии с моделью атома п. 1.1, учитывающей абсолютную скорость материи, определяются силами Кулона и Ампера.

В квантовой механике и ОТО энергия "покоя", заключенная в массе  $m$  равна  $W = mc^2$ , в предлагаемой модели МО с массой  $m$  энергия "покоя" (функциональных связей) МО определяется **суммарной энергией** всех ФС на всех уровнях МО. Так как все ФС электрические то и энергию "покоя" мы будем рассматривать как электрическую потенциальную энергию.

В [12] "Электрическая потенциальная энергия - это потенциальная энергия (измеряемая в джоулях), которая возникает в результате действия консервативных кулоновских сил и связана с конфигурацией определённого набора **точечных** зарядов в рамках заданной системы. Можно сказать, что объект обладает электрической потенциальной энергией либо в силу собственного электрического заряда, либо в силу своего относительного положения по отношению к другим электрически заряженным объектам". Для нейтрального поляризованного МО (например атома) имеются два, противоположного знака заряды ( $g_+$  и  $g_-$ ) на удалении "плеча" и их потенциальная энергия равна:

$$W_{\text{диполя}} = g_+ \cdot \varphi_- + g_- \cdot \varphi_+, \quad (2)$$

где  $\varphi_+$  - потенциал электрического поля отрицательного заряда в области положительного заряда,  $\varphi_-$  - потенциал электрического поля положительного заряда в области отрицательного заряда.

ФС характеризуются силовыми взаимодействиями в рамках МО, и значит, имеют энергетическую характеристику, которую можно записать как:

$$W_{\text{ФС}} = \sum_{j=1}^{j_{\text{max}}} W_j, \quad (3)$$

где  $j$  - уровень МО.

$$W_j = \sum_{i=1}^{N_i} \int_0^{2\pi} \int_0^\pi g_i(\alpha, \beta) \Psi_i(\alpha, \beta) d\alpha d\beta, \quad (4)$$

где  $N_j$  - количество материальных объектов на  $j$ -ом уровне МО,  $J_{\text{мин}}$  - минимальный уровень МО, имеющих электрические заряды,  $\Psi_i$  - полевой (силовой) функционал напряженности электрического поля в рамках рассматриваемого  $i$ -го МО с  $j$ -го уровня,  $\alpha$  - азимутальный угол,  $\beta$  - угломестный угол.

Причем  $N_1 \ll N_2 \ll N_3 \dots$  - уровни тела (кластеры, молекулы, атомы, нуклоны и т.д.), а массы МО  $m_1 \gg m_2 \gg m_3 \dots$

Если зафиксировать некоторое тело с массой  $m$  то энергия функциональной связи, которой обладает это тело, может быть представлена как:

$$W_{\text{ФС}} = mg_{\text{мол}} + (m - \Delta m_{\text{мол}})g_{\text{ат}} + (m - \Delta m_{\text{мол}} - \Delta m_{\text{ат}})g_{\text{нук}} + \dots \quad (5)$$

где  $g$  - коэффициент удельного выделения энергии по аналогии с удельной теплотой сгорания для молекулярного уровня (физическая величина, показывающая какое количество теплоты выделяется при полном **сгорании** вещества массой 1 кг) [Дж/кг],  $(m - \Delta m_{\text{мол}})$  - масса шлака после процесса горения на молекулярном уровне,  $(m - \Delta m_{\text{ат}})$  - масса шлака после процесса выделения энергии на атомарном уровне,  $(m - \Delta m_{\text{нук}})$  - масса шлака после процесса выделения энергии на нуклонном уровне,  $\Delta m_{\text{мол}}$  - потеря массы в процессе горения (разрыве ФС на молекулярном уровне),  $\Delta m_{\text{ат}}$  - потеря массы в процессе разрыва ФС на атомарном уровне,  $\Delta m_{\text{нук}}$  - потеря массы в процессе разрыва ФС на уровне нуклонов. Потеря массы связана с отрывом вторичных МО от горящего тела.

Анализ (5):

1. Т.к. выделяемая энергия связана с разрывом ФС, образованными электрическими зарядами, а электрические заряды на соответствующих уровнях зависят от температуры, то (3) имеет ограничение и при температуре равной 0 К выражение становится равным нулю (попробуй зажги материю при 0 К).

2. Процесс выделения энергии может быть организован на определенном уровне. Так обычное горение на **молекулярном** уровне, связанное с окислительными процессами, известно и многообразно. На **атомарном** уровне, без молекулярных процессов, материя в виде урана 235 самопроизвольно (без окислительных процессов) выделяет энергию. Т.е. сумма в (5) может быть представлена отдельным слагаемым.

Рассмотрим подробнее полевое воздействие на МО в процессе горения на уровне поляризованных молекул и атомов.

1. Разрыв ФС, образованной силой Кулона, поляризованного МО.

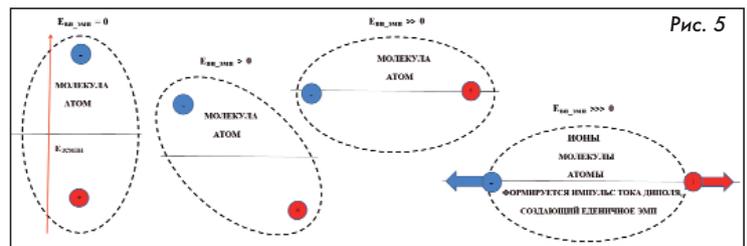


Рис. 5

На рис.5 показан процесс разрыва ФС в поляризованных молекулах и атомах. Красный вектор  $E_{\text{ЗЕМЛИ}}$  - вектор напряженности электрического поля планеты. Первое изображение для случая, когда напряженность внешнего электрического поля  $E_{\text{вн_эмп}} = 0$ , а далее с повышением напряженности внешнего поля происходит разрыв ФС, для случая, когда длины волны внешнего поля больше размеров поляризованного МО.

Сам процесс разрыва ФС приводит к образованию противоположных токов, по аналогии с токами в диполе Герца, а значит формируется элементарное, вторичное по отношению к первичному ЭМП. Время существования этих токов определяется свободными пробегами зарядов, т.е. период повторения (частота) вторичного излучения определяется **плотностью материи**. Сумма этих элементарных ЭМП и формирует итоговое вторичное ЭМП (световую составляющую и тепловую составляющую пламени), в то же время выступающими внешним полем для материи тела, еще не вступившей в реакцию горения.

Вторичное поле горения на уровне молекул и атомов должно иметь длину волны значительно **больше размеров** поляризованных молекул и атомов, т.е. это низкочастотная часть спектра материи, куда входит и видимая часть спектра пламени.

2. Разрыв ФС, образованных силой Ампера, таких МО как ядра атома, состоящее из одноименно заряженных нуклонов (рентгеновская и  $\gamma$ -спектроскопия).

На рис. 6 изображено сечение ядра атома, расстояние между нуклонами -  $D$ . Если внешнее ЭМП имеет длину волны  $\lambda = 2D$ , то силы Кулона внешнего поля, при условии  $F_{\text{вн_поля}} > F_{\text{Д}}$ , будут рвать ФС ядра атома.

Сам процесс воздействия внешнего ЭМП, рвущего ФС нуклонов сопровождается поглощением составляющей ЭМП с длиной волны  $\lambda = 2D$ . Оторвавшиеся от ядра нуклоны контактно воздействуют на соседние ядра, разрушая их и поддерживая процесс горения. Само движение нуклонов может быть рассмотрено как импульсный ток с частотой разрыва ФС нуклонов в ядре, т.е. определяется **расстоянием между нуклонами** -  $D$ . Итак, кроме контактного взаимодействия присутствует еще и полевое, вторичное ЭМП излученное в процессе разрыва ФС нуклонов, с длиной поглощенной волны пер-

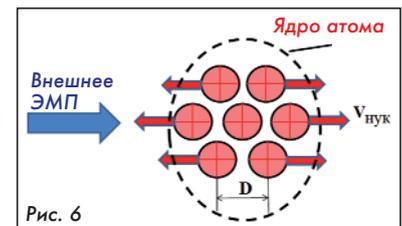


Рис. 6

вичного поля  $\lambda = 2D$ . Длина волны вторичного ЭМП также будет равна  $2D$ .

**Примечания.**

**1. Цепная реакция**

В соответствии с [1] "Цепная ядерная реакция - последовательность единичных ядерных реакций, каждая из которых вызывается частицей, появившейся как продукт этой реакции на предыдущем шаге последовательности. Примером цепной ядерной реакции является цепная реакция деления ядер тяжёлых элементов, при которой основное число актов деления инициируется нейтронами, полученными при делении ядер в предыдущем поколении". Это определение рассматривает только контактное взаимодействие МО при горении, не учитывает, что при разрыве ФС образуются движущиеся заряды, т.е. токи, которые создают вторичное ЭМП. Простыми словами вызвать реакцию горения тела можно как путём контактного, так и полевого воздействия на него, а значит любой процесс горения есть "цепная реакция". Но для "тяжелых элементов" эта реакция идет на уровне нуклонов, в то время как горение стопки дров идёт на уровне молекул и атомов.

**2. Термоядерная реакция**

В соответствии с [1] "разновидность ядерной, при которой лёгкие атомные ядра объединяются в более тяжёлые за счёт кинетической энергии их теплового движения". Однако при синтезе, т.е. при образовании ФС между МО:

- образуются новые МО, импульс которых меньше суммы импульсов исходных МО (нет излучения частиц);

- исходные МО имеют заряды противоположного знака, а значит процесс объединения - это процесс равноценный рекомбинации зарядов и не несет в себе излучения ЭМП. Следовательно описание термоядерной реакции как реакции синтеза не верно.

Наше толкование процесса иное:

В процессе повышения давления и особенно температуры внутри материи водорода (дейтерия и трития), на уровне ядер водорода появляются новые уровни материи (внутри нуклонов) с электрическими зарядами, что приводит к:

1. Увеличению плотности электрических зарядов на единицу массы материи, причем эти заряды, как и нуклоны имеют одинаковый потенциал, хотя в пространстве имеют тороидальную ДН. В связи с тем, что расстояния между вновь образованными зарядами чрезвычайно мало, то сила Кулона значительно превышает силу Ампера, и поэтому сразу после их создания (рождения) начинается процесс их распада (взрыва). Именно поэтому невозможно создать устройство типа "Токамак".

2. Т.н. непрерывный процесс, аналогичный происходящему на звезде, осуществляется за счет непрерывного процесса образования зарядов на низких уровнях в отдельных областях материи с критическим давлением, а затем их взрывом, и рождения зарядов в материи, не имевшей этих зарядов но получившей мощный импульс от соседней области материи находящейся в процессе взрыва. Этот непрерывный процесс можно наблюдать на поверхности Солнца, которое постоянно находится в движении (кипении).

3. Такое объяснение термояда позволит создать новые способы и устройства передвижения в пространстве.

**2.1.1 Процедура излучения (поглощения) ЭМП и МО материей под действием внешнего механического контактного взаимодействия при горении**

Примечание.

В [11] "любая химическая реакция сопровождается выделением или поглощением энергии. Чаще всего энергия выделяется в виде теплоты (реже в виде световой или механической энергии)".

Процедура "горения", связанная с разрывом ФС МО, происходит как контактно, так и полевым способом взаимодействия.

В [2] показано, что при контактном взаимодействии частиц и материи, спектр которой исследуется, при наличии высоких значений  $V_0$ , резонансной передачи энергии не будет. Контактное взаимодействие **одинаковых по массе** частиц приведет к усилению "броуновского" движения. Т.е. общая кинетическая энергия возрастает, происходят разрывы МО (молекул, атомов, нуклонов и т.д.) при этом происходит переход нейтрального МО в два МО с зарядами противоположного знака. Сам процесс разрыва МО создает импульс микротока. При этом длительность и амплитуда этого импульса для i-го заряда j-го уровня определяются длиной свободного пробега образованных зарядов:

$$\tau_{i(j)} = \frac{L_i}{v_i}, \tag{6}$$

где  $L_i = k_i d_{MO(j)}$  - среднее расстояние между МО j-го уровня, пробегаемом зарядом после разрыва ФС,  $d_{MO(j)}$  - диаметр МО ФС которого разорвали внешним воздействием,  $k_j$  - коэффициент плотности материи на j-м уровне в диаметрах МО этого уровня, в устойчивом состоянии (до начала процесса горения),  $v_j$  - скорость, образованного за счет разрыва ФС исходного МО, заряда.

Тогда частота излучения в процессе излучения (поглощения) равна:

$$f_i = \frac{v_i}{2k_i d_{MO(j)}}, \tag{7}$$

Примечание - в квантовой механике это выражение имеет вид:

$$f = \frac{\Delta W}{h}, \tag{8}$$

где  $\Delta W$  - энергия,  $h$  - постоянная Планка, используемая как единица измерения. Таким образом, в представленной модели атома мы перешли от энергетических характеристик к силовым, а частоту излучения материи оцениваем с точки зрения теории электричества, с учетом многоуровневого характера материи, и единицей измерения (вместо постоянной Планка) приняли размеры МО на j-м уровне, имеющего заряд.

Спектр излучения (поглощения) материи при контактном взаимодействии определяется существующими уровнями материи, размерами МО и температурой (величиной кинетической энергии воздействующего МО).

**2.1.2 Процедура излучения (поглощения) ЭМП и МО материей под действием внешнего полевого воздействия при горении**

Постановка задачи.

Поле есть внешнее, т.е. первичное и есть вторичное! Вторичное поле (ВП) - реакция на действие первичного поля (ПП).

В процессе взаимодействия ПП со средой, в исходном состоянии не имеющей свободных зарядов (только связанные), действуя с пандемоторной силой  $F_n = Eg$  двигает заряды  $g$ , но они остаются связанными. ПП в такой среде поляризует её, а затем, при условии, что пандемоторная сила ПП  $F_n > F_{ФС}$ , рвет ФС в МО и создает движущиеся МО нижнего уровня, имеющих заряды.

**Переполяризация**

На этапе **переполяризации** МО на всех его внутренних уровнях создается вторичная ЭМВ в рамках объёма МО (молекуле, атоме, нуклоне и т.д.). При этом ток переполяризации не выходит за рамки объёма (диаметра) МО соответствующего уровня  $d_{i,MO}$ , а длительность импульса переполяризации будет равна:

$$\tau_{i,MO} = \frac{d_{i,MO}}{v_n}, \tag{9}$$

где  $v_n$  - скорость движения зарядов при переполяризации. Фактически это длительность микротока переполяризации. Период повторения ВП равен:

$$T_{MO} = 2\tau_{i,MO} = \frac{2d_{i,MO}}{v_n}, \tag{10}$$

Частота излучения при переполяризации равна:

$$f_i = \frac{v_n}{2d_{i,MO}}, \tag{11}$$

Значит, ВП при переполяризации будет иметь резонансные значения частот, связанные с **размерами МО** (диаметрами МО) со-

ответствующих уровней, а спектр исследуемого МО при излучении (поглощении) связан с размерами внутренних МО на всех его уровнях. И каждый уровень материи оставляет свой след на спектрограмме, в соответствующем размерам МО диапазоне частот.

**Разрыв ФС**

При разрыве ПП ФС МО и образовании движущихся свободных зарядов формируются импульсные токи с длительностью  $\tau_{иr}$ , которую можно записать как (6).

ЭМП в процессе горения - это сложный сигнал, имеющий спектр от 0 до  $F_{макс}$ . Для упрощения считаем его спектр равномерным.

На этапе разрывов ФС нейтральных, поляризованных МО (в рамках этого конкретного МО есть два равных заряда  $g_+$  и  $g_-$ ) и формирования микротоков нужно учесть поперечное и продольное воздействие ЭМП на МО.

**Поперечное** воздействие ПП (в рамках фронта ПП) на МО (на его два заряда), с учетом сил взаимодействия зарядов, можно записать как:

$$\Delta F = F_K - F_A + F_{ПП} = \frac{kg \cdot g_+}{r^2} - \frac{\mu_0}{2\pi} \frac{I_1 I_2}{r} dl + 2E_{ПП}g, \quad (12)$$

где  $F_K$  - сила Кулона,  $F_A$  - сила Ампера,  $F_{ПП}$  - подемоторная сила ПП.

Разрыв ФС происходит, когда под действием  $\Delta F$  заряды поляризованных МО (диполей) отойдут друг от друга на расстояние разрыва, а нейтральный МО перейдет в разряд двух ионов или двух микротоков с длительностью (6), где  $L$  - расстояние пробега свободного заряда можно представить как:

$$L = \frac{at^2}{2} = \frac{F_{ПП}t^2}{2m_g} = \frac{E_{ПП}gt^2}{2m_g}, \quad (13)$$

где  $E_{ПП}$  - напряженность первичного поля,  $g$  - заряд, образованный в процессе разрыва ФС МО,  $m_g$  - масса заряда.

Если учитывать только внешнее полевое воздействие, то в соответствии с (7) частота излучения (поглощения) МО с индексами  $(j, i)$  имеет вид:

$$f_i = \sqrt{\frac{E_{ПП}g_{МО_i}}{2m_{g_i}L_{МО_i}}} = \sqrt{\frac{E_{ПП}g_{МО_i}}{2m_{g_i}k_i d_{МО_i}}}, \quad (14)$$

где индексы  $j$  - обозначающие уровни материи,  $g_{МО_i}$  - средняя величина заряда для МО с  $j$ -го уровня,  $E_{ПП}$  - напряженность первичного электрического поля,  $m_{g_i}$  - масса соответствующего заряда,  $L_i = k_i d_{мо(i)}$  - среднее расстояние между МО  $j$ -го уровня, пробегаемом зарядом после разрыва ФС, и чем ниже уровень, тем расстояние меньше (тем выше плотность материи), это связано с диаметрами заряженных МО  $j$ -го уровня и уменьшением по модулю значений их зарядов.

Выражение (12) подтверждает дискретность спектра МО, частоты которого обратно пропорциональны размерам МО на  $j$ -х уровнях, и плотности материи, обеспечивающей свободный пробег заряда  $L$  на соответствующем уровне. Кроме того, частота зависит от **температуры** МО, т.к. от неё зависят величины зарядов на соответствующих уровнях и их массы. С повышением температуры (закон смещения Вина, т.е. уменьшением времени прохождения зарядом расстояния  $L$  из-за увеличения скорости движения зарядов), также с повышением концентрации (благодаря уменьшению расстояния  $L$ ), а также с повышением мощности ЭМП ПП (увеличением скорости зарядов при разрыве ФС) спектральные линии смещаются в область высоких частот.

**Продольное** воздействие ПП (параллельно вектору Умова-Пойтинга ПП) на МО (на оба заряда диполя), с учетом сил взаимодействия зарядов, можно записать силу воздействия как [3]:

$$F_{ПП} = \frac{dp_g}{dt} = P \left[ \sum_{i=1}^{K_i(T, V_{обс})} \sum_{j=1}^{N_i} \frac{g_{ji+}^2}{m_{ji+g}} - \sum_{i=1}^{K_i(T, V_{обс})} \sum_{j=1}^{N_i} \frac{g_{ji-}^2}{m_{ji-g}} \right], \quad (15)$$

где  $P$  - вектор Умова-Пойтинга ПП,  $K_i(T, V_{обс})$  - количество уровней материи в МО (точке пространства),  $g_{\pm}$  - величина заряда, для каждого уровня материи своя,  $m_{ji+g}$  - масса положительно-

го заряда МО уровня  $j$ ,  $m_{ji-g}$  - масса отрицательного заряда МО уровня  $j$ .

Как и для случая поперечного воздействия разрыв ФС происходит, когда подемоторная сила выше силы функциональной связи. Под действием силы (14) заряды приобретают импульс и проходят расстояние свободного пробега в диаметрах МО этого уровня:  $L_i = k_i d_{мо(i)}$ , где  $k_{ir}$  - коэффициент плотности материи на  $j$ -м уровне, а нейтральный  $i$ -й МО перейдет в разряд двух движущихся ионов или двух микротоков.

$$L_{МО,i,i} = \frac{at^2}{2} = \frac{F_{ПП}t^2}{2m_g} = P_{ПП} \left[ \sum_{i=1}^{K_i(T, V_{обс})} \sum_{j=1}^{N_i} \frac{g_{ji+}^2}{m_{ji+g}} - \sum_{i=1}^{K_i(T, V_{обс})} \sum_{j=1}^{N_i} \frac{g_{ji-}^2}{m_{ji-g}} \right] \frac{t^2}{2m_g}. \quad (16)$$

Тогда в соответствии с (15) частота излучения (поглощения) МО с индексами  $(j, i)$  имеет вид:

$$f_i = \sqrt{\frac{P_{ПП}[A_i]}{2m_{g_i}L_{МО_i}}} = \sqrt{\frac{P_{ПП}[A_i]}{2m_{g_i}k_i d_{МО_i}}}, \quad (17)$$

где

$$[A_i] = \sum_{i=1}^{N_i} \frac{g_{ji+}^2}{m_{ji+g}} - \sum_{i=1}^{N_i} \frac{g_{ji-}^2}{m_{ji-g}}.$$

Полученное выражение (17) аналогично (14) и имеет тот же физический смысл, согласно которому, анализируя спектр материи по максимальной частоте определяем с точностью до  $k_i$  минимальное значение диаметра МО и определяем минимальный уровень  $j$  рассматриваемого вещества.

То есть приблизительно рассчитываем "дно материи".

Примечание.

Условно выбранное расстояние свободного пробега заряда  $k_{i,i} d_{мо(i,i)}$  зависит от плотности материи на  $j$ -м уровне.

Выводы:

1. В статье мы отошли от модели материи на уровне атома с электронами, находящимися на неких энергетических уровнях, а все процессы, в том числе и горение, рассматриваются как преодоление электроном некоторого потенциального барьера. Материя имеет дискретную, многоуровневую структуру, а ее устойчивое состояние определяется абсолютной скоростью движения планеты

2. Предложенная модель атома позволяет уйти от математических фантазий в виде "сильного" и "слабого" взаимодействий нуклонов ядра атома. Дано физическое объяснение известным физическим явлениям, таким как пространственная анизотропия естественной радиации Плутония 239 и "джету галактик".

3. Предложенная модель атома позволяет по-иному рассмотреть ФС молекул. Образование молекул из атомов, расположенных друг к другу областями  $S_2$ , где электроны соседних атомов будут притягиваться друг к другу, образуя ФС между атомами. Такая ФС отличается от существующих сейчас гипотез образования молекул.

4. Считаем, в отличие от принятых воззрений, что при синтезе ХС (ФС) энергия составляющих МО поглощается (сумма кинетических энергий МО переходит в энергию функциональной, электрической связи единого МО), а при разрыве ХС МО энергия излучается в виде суммы кинетических энергий частей разорванных МО, которые при своем движении формируют вторичное ЭМП.

5. На молекулярном уровне гипотеза Ван-дер-Ваальса получила физическое подтверждение, а вместо атом-атомных потенциалов Букингема или Ленарда-Джонса, предложено рассматривать две силы: Кулона и Ампера.

6. Топология ФС молекул будет другой по сравнению с топологией ориентационного, индукционного и дисперсионного взаимодействия, построенных на "**квантово-механической модели**", которая не привязана как к полю Земли, так и к вектору абсолютной скорости  $V_a$ .

7. Показано, что как при внешнем механическом, так и полем воздействием на МО спектр его излучения (поглощения) зависит от размеров МО на  $j$ -х уровнях материи, а т.к. материя дискретна, то и спектр излучения (поглощения) дискретен.

8. Предложена модель процесса горения как процесса разрыв-

ва ФС материи. Показано что разрыв ФС может осуществляться контактным и полевым воздействием. Сами ФС МО определяются силами Кулона и Ампера, которые поддерживают многоуровневую, дискретную структуру материи в стабильном состоянии. Причем любое тело на планете поляризовано. В процессе разрыва ФС МО из него вылетают МО и формируется вторичное ЭМП, которые воздействуя на другие МО как внешне воздействие и тем самым поддерживается процесс горения. Вторичное ЭМП в современной физике обозначают как "энергия".

9. Любой процесс горения можно охарактеризовать как "цепную реакцию" согласно современной физики, т.е. МО ударяется с таким же и в соответствии с "устойчивым" состоянием материи [2] не передает этому МО свою кинетическую энергию, а лишь изменяет направление своего импульса и импульса контактирующего МО, что приводит к нарушению устойчивого равенства действующих на него сил и приводит к отрыву от исходного МО. Т.е. один МО после взаимодействия становится двумя и т.д. Однако описательная часть "цепной реакции" должна быть дополнена полевой составляющей внешнего ЭМП, которое, воздействуя на МО, вызывает разрыв ФС и образует более мелкие МО, чем исходный МО, имеющие электрические заряды, а их движение вызывает вторичное ЭМП (в том числе и видимое пламя). Однако все эти "цепные реакции" надо классифицировать по уровням МО подверженного горению. Так большинство процессов горения, используемых человеком, это уровень молекул и атомов, процесс горения на уровне нуклонов это т.н. "ядерная реакция", а вот горение на более низких уровнях современная физика относит к т.н. "термоядерным реакциям", объясняя их реакцией синтеза гелия.

10. Процесс получения спектров поглощения и излучения материи - это один и тот же процесс - горения материи, при котором происходит разрыв ФС материи. В представленных моделях атома

и процесса горения сделан переход от энергетических характеристик к силовым, а частоту излучения материи (7) предлагается оценивать с точки зрения теории электричества. В качестве единицы отсчета вместо постоянной Планка предлагается расчет свободного пробега образованных зарядов  $\tau$  производить в размерах диаметра МО  $j$ -го уровня.

11. Дно материи, как минимальные по диаметру МО на минимальном уровне материи, определяется максимальной частотой спектра излучения (поглощения). П

**Перечень источников**

1. Wikipedia Химическая связь
2. Воронков Д.Н. Физика бесконечного существования материальной Вселенной // Двигатель. 2023. № 4-6. С. 12-15.
3. Воронков Д.Н. Квантовая физика мертва. Да здравствует Физика // Двигатель. 2024. № 3-4. С. 34-40.
4. www.ixbt.com/live/offtopic/odin.
5. Шноль С.Э. Космофизические факторы в случайных процессах. Пушино: Физический факультет МГУ, Институт теоретической и экспериментальной биофизики РАН, 2009.
6. [https://element.ru/nauchno-populyarnayabiblioteka/433397/Zagadka\\_galakticheskikh\\_masshtabov?yschid=m4s2wvf64n705998364](https://element.ru/nauchno-populyarnayabiblioteka/433397/Zagadka_galakticheskikh_masshtabov?yschid=m4s2wvf64n705998364).
7. Воронков Д.Н. Гравитация // Двигатель. 2022. № 4-6. С. 48-53.
8. ru.m.wikipedia/org/wiki/Спектроскопия.
9. Химическая энциклопедия. Под ред. Н.С. Зефинова. М.: Большая Российская энциклопедия. 1995. Т. 4. 639 с.
10. В. Гейзенберг. Природа элементарных частиц // УФН. 1977. Т. 121. С. 657-668
11. Wikipedia. Химическая реакция.
12. Wikipedia. Электрическая потенциальная энергия.

**PS.**

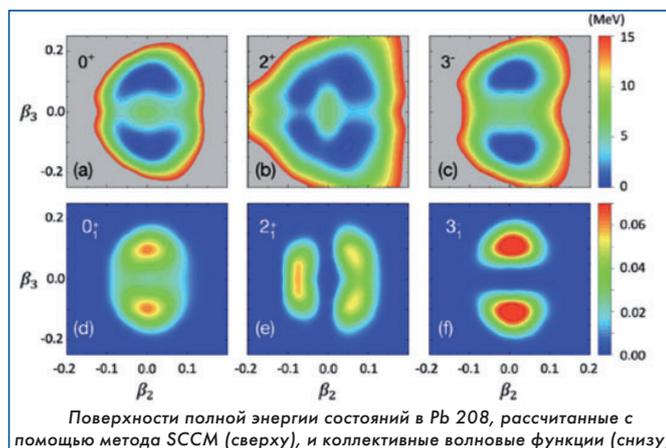
Международная группа исследователей под руководством ученых из Университета Суррея (Великобритания) сделала открытие, которое меняет существующие представления о форме атомных ядер химических элементов. Проведенные исследования одного из самых тяжелых стабильных изотопов - свинца-208 ( $^{208}\text{Pb}$ ) показали, что его ядро имеет не идеальную сферическую форму, а эллипсоид.

Свинец-208 обладает так называемым "дважды магическим" ядром, что означает, что количество протонов и нейтронов в нем соответствует "магическим" числам, обеспечивающим исключительную стабильность. "Магическими" в физике называют определённые числа протонов или нейтронов в атомном ядре, при которых оно особенно стабильно. Для  $^{208}\text{Pb}$  это 82 протона и 126 нейтронов - два "магических" числа в одном ядре. К дважды магическим ядрам в

природе относятся, например: гелий - два протона и два нейтрона -  $^2\text{He}$  (4), кислород -  $^8\text{O}$  (16), Кальций -  $^{20}\text{Ca}$  (40).

Именно поэтому этот изотоп свинца считается эталоном для изучения свойств атомных ядер. Используя современный гамма-спектрометр GREINA в Национальной лаборатории Аргонн (США), ученые провели серию экспериментов, в ходе которых облучали атомы свинца высокоскоростными пучками частиц (их скорость составляла 10% от скорости света). Измерения полученного при этом гамма-излучения от возбужденного ядра  $^{208}\text{Pb}$  показали, что его ядро не является сферическим. Из этого следует, что существующие теоретические модели, описывающие структуру атомных ядер, не соответствуют действительности. Дальнейшее изучение ядер атомов химических элементов поможет понять процессы их образования. П

ющие теоретические модели, описывающие структуру атомных ядер, не соответствуют действительности. Дальнейшее изучение ядер атомов химических элементов поможет понять процессы их образования. П



**ИНФОРМАЦИЯ. ИИ спроектировал ЖРД**

Инженерная компания LEAP 71 из Дубая совместно с сотрудниками Университета Шеффилда (Великобритания), провела успешные испытания первого в мире ЖРД, полностью спроектированного искусственным интеллектом Noyon. Затем уже технологи распечатали его при помощи 3D-принтеров из медного сплава. После постановки перед ИИ технического задания на разработку ЖРД до начала его изготовления прошло менее 2 недель вместо месяцев или даже лет работы мно-

гих специалистов. Двигатель заработал с первого включения и, проработав на стенде 12 секунд, развил тягу в 500 кгс. Затем он прошёл весь цикл испытаний, включая длительный режим работы.

Топливом разработанного ИИ ЖРД является жидкий кислород и керосин. Камера сгорания имеет регенеративное охлаждение, а инжекторная головка оснащена коаксиальным завихрителем. Температура в камере сгорания достигала 3000 °С. П



# КОПИЛКА ДЛЯ ЭНЕРГИИ

Александр Идин

(Продолжение. Начало в 4-6-2022)

В первой статье на тему хранения излишков энергии ("Двигатель", № 4-6 за 2023 г.) были очень кратко перечислены виды энергии и способы её хранения. Как правило, речь идёт о том, как сохранить электрическую энергию. Для нефти и газа придуманы специальные хранилища, например, для газа существуют природные и искусственно созданные подземные хранилища. А вот каким образом хранить электроэнергию приходится решать каждый раз порозному, исходя не только от мест её получения и хранения, но и от множества таких основных параметров, как:

- объём запасаемой энергии;
- скорость накопления энергии;
- скорость отдачи энергии;
- срок хранения энергии (потери);
- удельная плотность (массовая, объёмная и т.д.);
- надёжность и безопасность;
- стоимость изготовления;
- стоимости обслуживания.

Накопители электроэнергии можно разделить на три основные группы по виду, в котором осуществляется хранение этой энергии:

1. Механические;
2. Химические;
3. Электрические.

Более подробное рассмотрение аккумуляторов энергии начнём с механических накопителей и для начала вспомним, что такое энергия. В разной специальной и учебной литературе можно найти много трактовок что такое энергия, и какая она бывает. Поэтому каждый сможет заглянуть в справочники или полистать странички в интернете. Напомним только, что впервые термин "энергия" использовал Томас Юнг в 1802 году на лекциях для Королевского общества. В 1807 г., когда были опубликованы эти лекции, этому слову он дал такое определение: "Произведение массы тела на квадрат его скорости можно правильно назвать его энергией". В 1829 г. Гюстав-Гаспар Кориолис дал определение "кинетической энергии", а в 1853 г. Уильям Ренки ввёл термин "потенциальная энергия". И, по всей видимости, именно её человек "приручил" первой.

То, что любой предмет, поднятый в поле тяготения Земли, приобретает потенциальную энергию, пропорциональную массе объекта и высоте подъёма, древний человек с математической точки зрения не понимал, но использовал.

Для того, чтобы "завалить" мамонта, на гору над местом, куда его загоняли, предварительно затаскивали большие камни. Тем са-

мым повышали их потенциальную энергию, которая "аккумулировалась" до того момента, пока их не сталкивали вниз на мамонтов. По мере падения потенциальная энергия превращалась в кинетическую, которой было достаточно для нанесения таких повреждений предмету охоты, что на ближайшее время все члены родовой общины были сыты.

Спустя тысячелетия потенциальную энергию снова аккумулировали, но уже в оборонительных целях. Для защиты средневековых замков от неприятеля на их стены поднимали камни. А дальше почти всё как на охоте, только, может быть не обедали...



Практически в те же самые годы люди нашли ещё один способ хранения потенциальной энергии - запруда на реке для подъёма уровня воды (что есть ни что иное, как накопление потенциальной энергии), с последующим её сбросом на водяное колесо, которое приводило в движение какой-нибудь механизм, например мельничные жернова.



И ещё один пример использования аккумулятора потенциальной энергии, достаточно широко применявшийся в средние века - арбалет. В этом виде оружия энергия накапливалась в плечах, как и у лука, но хранить её можно было долго, пока палец не нажмёт на спусковой крючок.



Как бы то ни было, но и запруда, и арбалет существуют и в наше время. Только первое стало называться плотиной, а второе, хоть и не изменило своего названия, но стало технически совершеннее и используется в спортивных целях и на охоте.

Коль скоро есть потенциальная энергия, которая может совершать работу в гравитационном поле Земли, то почему бы и не воспользоваться ею для аккумуляирования излишков (в данном случае) электрической энергии - одной из самых распространённых в нашем мире, с которой может сравниться разве только тепловая энергия. Электроэнергию можно эффективно и безопасно перемещать на большие расстояния, кроме обеспечения освещения и работы различных устройств она используется для привода в действие различных механизмов с помощью электродвигателей. Спрос на электроэнергию во всём мире постоянно растёт. Одновременно с этим растёт и неравномерность её потребления. Как и неравномерность её производства, особенно с появлением таких "зелёных" источников электроэнергии как ветровые, солнечные и др.

И в каждом месте на Земле все эти особенности проявляется со своими нюансами, которые приходится учитывать при решении инженерной задачи: создание аккумулятора электроэнергии.

И сейчас на примерах попробуем показать, как эти задачи решались в некоторых конкретных случаях. Напомним только, что потенциальная энергия накапливается и хранится в некоторой массе или в каком-то объекте, находящимся в гравитационном поле (Земли), до тех пор, пока они не начнут двигаться под действием силы тяжести.

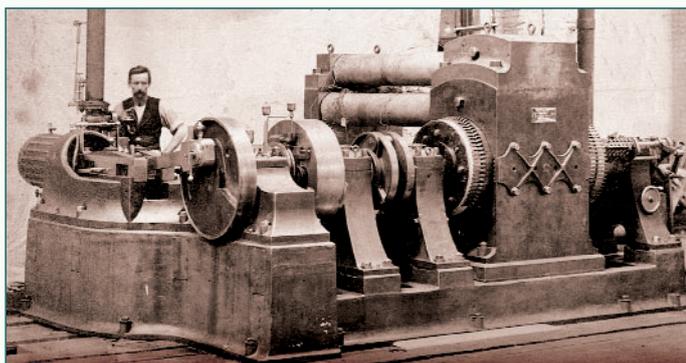
В накопителях гравитационной энергии некая масса для накопления потенциальной энергии с помощью электродвигателя (преобразователь электрической энергии в механическую) поднимается вверх и остаётся там так долго, пока не наступит нужда в её использовании, а точнее в её обратном превращении в электроэнергию, когда эта масса опускается обратно и при этом приводит в действие электрогенератор (преобразователь механической энергии в электрическую). Такие накопители делятся на два основных типа: жидкостные и твердотельные. Исторически первыми накопителями были жидкостные, поэтому с них и начнём. Но прежде рассмотрим несколько взаимосвязанных и вытекающих друг из друга исторических моментов, связанных с электроэнергией.

**Справка № 1.**

Строительство первой в мире электростанции началось в 1863 году в местечке Крэгсайд (на северо-востоке Англии) по проекту лорда Уильяма Джорджа Армстронга для освещения жилого дома. Строительство было закончено только в 1878 году. Такие станции в то время назывались "домовыми", хотя подобные установки вырабатывали электроэнергию и для других целей, например, в Париже - для освещения улицы Оперы, а в России в 1879 году - для освещения Литейного моста в Петербурге.

Эти станции были небольшой мощности, но никто не сомневался, что экономически выгодно строить одну большой мощности, а электроэнергию распределять по потребителям.

Первая в мире электростанция общественного пользования по заказу нескольких американских финансистов была построена Т. Эдисоном в Нью-Йорке в 1882 г. Эта станция мощностью более 500 кВт вырабатывала постоянный ток.



27-тонная динамо-машина Эдисона "Джамбо" мощностью 100 кВт

Первое электрическое освещение появилось в Москве в 1881 году - зажгли первые 100 электросветильников, из которых 24 освещали площадь у Храма Христа Спасителя. В 1883 году электрическими светильниками были впервые иллюминированы Кремль и колокольни Ивана Великого при коронации Александра III. Для этого на Софийской набережной против Кремля была создана передвижная электростанция из 18 локомотивов, приводивших в действие 40 динамо-машин.

В России первая городская электростанция была построена в Москве в 1888 г. по проекту техника дворцового управления Василия Пашкова. Эта центральная электростанция - "Георгиевская" - вырабатывала постоянный ток мощностью 0,6 МВт. Электроэнергия напряжением 100 В подавалась потребителям по подземным кабельным линиям.



Здание центральной электростанции "Георгиевская"



Машинный зал "Георгиевской"

Второй в Москве стала Раушская электростанция, строительство которой началось в 1896 г., а пуск её первой очереди мощностью 3,3 МВт состоялся в конце 1897 г. Эта станция вырабатывала переменный ток. По проекту 1900 года на станции должно было быть установлено двенадцать 1000-сильных паровых машин, однако было установлено только 10 вертикальных паровых машин тройного расширения.



Паровые машины и генераторы Раушской электростанции

*Первая же промышленная электростанция, вырабатывающая переменный трехфазный ток, была построена в 1893 г. в Новороссийске. Её четыре генератора по 300 кВт обеспечивали работу ста асинхронным электродвигателям местного элеватора.*

Какое-то время частота вырабатываемого тока на электростанции соответствовала двигателю, установленному у потребителя и для, например, транспортного средства - трамвая должна быть минимальной, а для привода станка - максимальной. Но после того, как договорились о единой частоте переменного тока, потребительские сети смогли объединиться. Теперь одна электростанция могла снабжать электроэнергией пригородный и городской транспорт (трамваи) до начала работы, затем обеспечивать предприятия. После окончания работы опять энергия в основном направлялась в транспортные сети, а в вечернее и ночное время шло на освещение улиц и помещений. Тем самым в какой-то мере обеспечивалось выравнивание суточного потребления электроэнергии, уменьшалась себестоимость её производства и увеличивался коэффициент использования установленной мощности. Тем не менее, неравномерность сохранялась, а с ростом промышленности и производства электроэнергии (1890 г. - 9 млрд кВт ч; 1900 г. - 15; 1914 г. - 37,5) её и абсолютное, и относительное значения увеличивались.

Встал вопрос: как выровнять выработку и потребление электроэнергии? Естественно, выход искали в применении каких-то накопителей. И ими первыми стали жидкостные гравитационные накопители, появившиеся практически сразу после начала промышленного производства электроэнергии, причём не только на тепловых (угольных с выработкой пара, который приводил в действие поршневые паровые машины) станциях, но и на гидроэлектростанциях (ГЭС).

**Справка № 2.**

*Существует версия, что первая (1878 г.) в мире ГЭС была разработана английским изобретателем Уильямом Джорджем Армстронгом для питания всего одной дуговой лампы в его картинной галерее. По другой версии, это была ГЭС, построенная на реке Фокс в США в 1882 г. владельцем местной бумажной фабрики Роджерсом. Вырабатываемая ею энергия шла на освещение дома и фабрики.*

*И всё же, первой промышленной ГЭС в мире считается станция, построенная предпринимателем Якобом Шелькопфом в 1882 году в США на реке Ниагаре. Началось всё с того, что одно из водяных колёс приводило в действие электрогенератор, энергии которого хватало для питания 16 осветительных ламп.*

*В России первая ГЭС была построена под руководством горного инженера Николая Кокшарова в Зырянске на речке Березовке в 1892 году. В деревянном машинном зале было установлено четыре гидроагрегата по 50 кВт, энергия которых использовалась для освещения помещений и работы водоотливных машин на Зырянском руднике.*



Зырянская ГЭС. 1892 год

Естественно, что от ГЭС до гидроаккумулирующей станции (ГАЭС) один шаг. И у той, и у другой есть два бассейна с водой, расположенными на разных высотах, а у нижнего бассейна устанавливаются турбины с электрогенераторами. Только у ГАЭС внизу устанавливаются ещё электронасосы (электродвигатель с гидронасо-

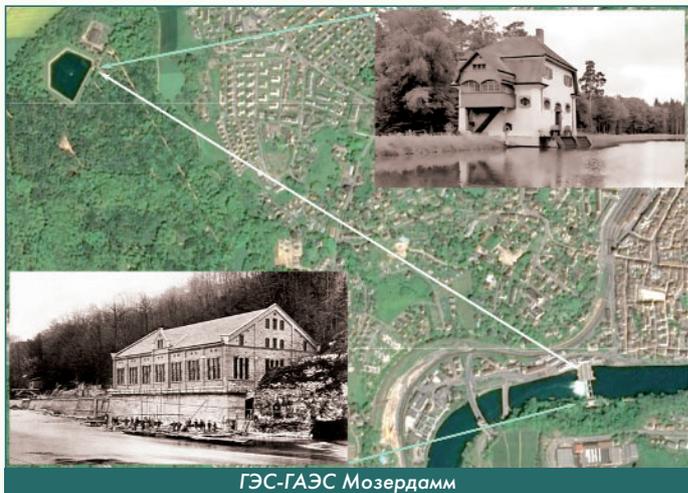
сом), подающие воду по трубам в верхний бассейн. Таким образом можно приближённо утверждать, что ГЭС - половина ГАЭС.

Итак, в исторических хрониках указывается, что первой гидроаккумулирующей станцией была установка Леттем с двумя насосами мощностью по 51,5 кВт, поднимающими воду на высоту 153 м. Установка заработала в 1882 г. в Швейцарии недалеко от Цюриха, но электроэнергию она не вырабатывала, а только перебрасывала воду из реки в озеро ёмкостью 18 000 м<sup>3</sup>. Для справки, первая гидроэлектростанция в Швейцарии была построена в 1879 году в Санкт-Морице. Кстати, массовому строительству ГЭС в этой стране способствовал горный рельеф и наличие ущелий с реками. Этот же фактор подтолкнул энергетиков страны и к строительству полноценных ГАЭС, первая из которых, и действующая до сих пор, была сооружена в 1907 году в местечке Энгевайре. Строительство началось не на ровном месте - здесь ещё в 1866 году на Рейне была построена гидросиловая установка Мозердамм (энергия воды использовалась для прямого силового привода 20 различных механизмов посредством сложной системы тросов и шестерён).



Элемент гидросиловой установки Мозердамм

И только в 1887-1889 годах на этой станции установили электрогенераторы. Но из-за большой суточной неравномерности потребления электроэнергии было принято решение о строительстве ГАЭС с отдельными насосной установкой и гидроагрегатом. Ночью с помощью насосной установки вода по водоводу длиной 2,2 км закачивалась на высоту 144 м в искусственный водоем ёмкостью 90 000 м<sup>3</sup>. Днём же через тот же водовод вода приводила в работу единственный гидроагрегат с электрогенератором мощностью 5 МВт.



ГЭС-ГАЭС Мозердамм

Построенная в 1907 году эта станция была модернизирована только в 1990 г., и работает до сих пор.

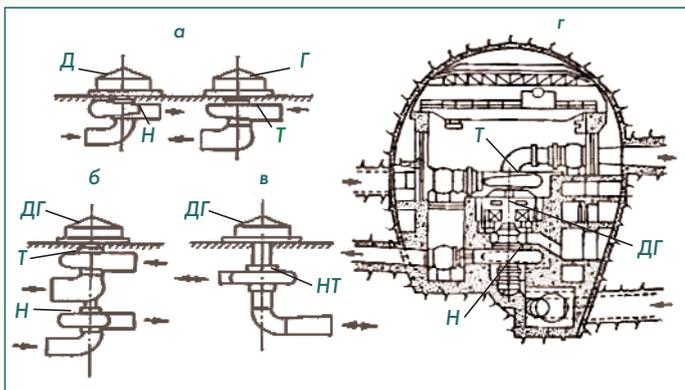
Но, по всей видимости, пальму первенства следует отдать ГАЭС, построенной в 1894 г. в Италии для обеспечения работы местной прядильной фабрики. Насосы мощностью 50 кВт поднимали воду на 64 м в нерабочие дни, а в рабочие дни шёл обратный процесс с выработкой электроэнергии. Таким образом эту ГАЭС можно отнести к работающей по недельному циклу.

**Справка № 3.**

Для того, чтобы в дальнейшем каждый раз не пояснять, какие гидроагрегаты установлены в здании ГАЭС, попробуем сделать это сейчас. Итак, гидроагрегаты, установленные у нижнего конца трубопровода, могут быть трёхмашинными, состоящими из соединённых на одном валу обратимой электрической машины (может работать и как двигатель, и как генератор), гидротурбины и насоса. Такие агрегаты устанавливались на ранних ГАЭС.

Конечно, были и отдельные установки, в которых турбина работала на электрогенератор, а насос приводился в действие отдельным электродвигателем.

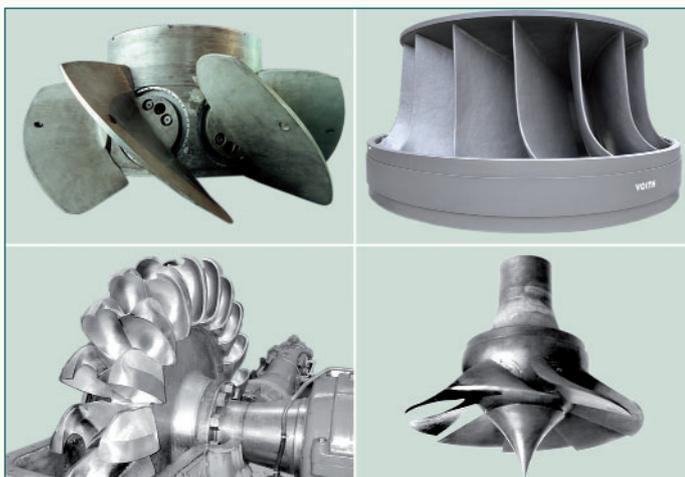
Но, после того, как в 30-х годах прошлого века были изобретены реверсивные, или обратимые гидроэнергетические турбины, на вновь вводимых станциях стали устанавливать двухмашинные агрегаты, в которых на одном валу находилась обратимая электромашина и обратимая гидромашина. Понятно, что такая гидромашина в зависимости от направления вращения работает или как насос для подъёма воды в верхнюю ёмкость, или как турбина для привода электрогенератора.



Схемы агрегатов ГАЭС:

а - раздельный насосный и турбинный агрегаты (четырёхмашинная схема);  
 б - трёхмашинный агрегат; в - двухмашинный агрегат;  
 г - трёхмашинный агрегат с двигателем-генератором, расположенным между турбиной и насосом;  
 Д - двигатель; Г - генератор; Т - турбина; Н - насос;  
 ДГ - двигатель-генератор (обратимая электрическая машина);  
 НТ - насос-турбина (обратимая гидравлическая машина)

Гидроагрегаты ГАЭС в зависимости от высоты напора оборудуются в основном поворотно-лопастными, радиально-осевыми, ковшовыми и диагональными гидротурбинами.



Поворотно-лопастная (а), радиально-осевая (б), ковшовая (в) и диагональная (д) гидротурбины

Время пуска и смены режимов работы ГАЭС измеряется несколькими минутами, что предопределяет их высокую эксплуатационную манёвренность.

ГАЭС целесообразно строить вблизи центров потребления электроэнергии, т.к. сооружение протяжённых линий электропередачи для кратковременного использования экономически не выгодно. Срок сооружения ГАЭС зависит от многих факторов и иногда строительство затягивается на 20 лет, хотя в большинстве случаев оно в среднем укладывается в три - четыре года.



Механизм переключения режимов работы ГАЭС

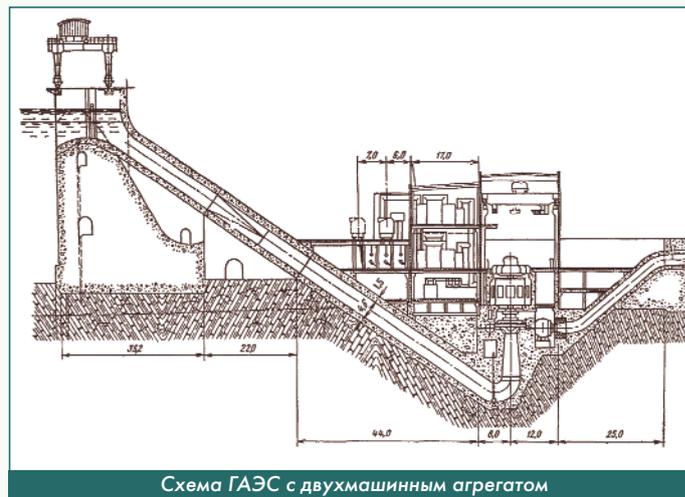


Схема ГАЭС с двухмашинным агрегатом

К строительству ГАЭС вслед за Италией и Швейцарией последовали Австрия и Германия. В 1912 г. в этих странах насчитывалось уже семь станций с единичной мощностью агрегатов до 3 МВт, установленных по раздельной схеме.

Первые относительно крупные ГАЭС появились в 1920-х годах. Так, высоконапорная ГАЭС "Треморджо" мощностью 10 МВт сооружалась в Италии в 1918 - 1924 годах. Вода подавалась с максимальным напором 905 м по трубе длиной 1600 м на горизонтально (по оси гидроагрегата) расположенную ковшовую турбину Пелтона.



Гидроагрегат ГАЭС "Треморджо"

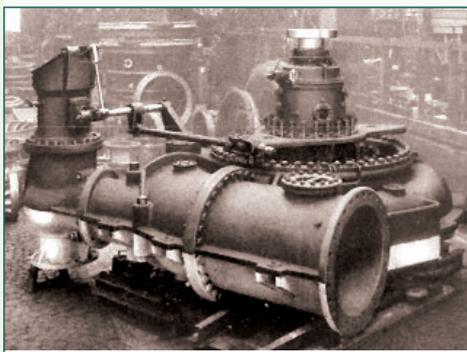
Ежегодно для покрытия пиковых нагрузок станция вырабатывала 7 млн кВт-ч электроэнергии. В 1959 г. станция прошла модернизацию - был демонтирован насос, и она перестала быть аккумулярирующей. Хотя основное предназначение - выработку энергии в пиковое потребление - сохранила;

В 1922 - 1926 годах в Швейцарии строилась двухкаскадная ГЭС-ГАЭС "Вегиталь", и на момент ввода в эксплуатацию она была крупнейшей гидроаккумулирующей электростанцией в мире, так же, как и плотина первого каскада высотой 111 м, образовавшая Вегиталерское озеро - верхний водоём станции. Вода из озера через пробитый в горе напорный туннель диаметром 3,6 м



111-метровая плотина и Вегиталерское озеро

и длиной 3669 м попадала в два почти вертикальных надземных напорных трубопровода, а затем и в машинное отделение первого каскада "Ремпен". Максимальный расход воды достигал 30 м<sup>3</sup>/с, а максимальный напор на турбинах - 260 м. Здесь находились четыре турбины Фрэнсиса, каждая из которых выдавала до 20 тысяч лошадиных сил. Турбины вращали со скоростью 500 об/мин трехфазные генераторы мощностью 16 500 кВА, выходное напряжение составляло 8,8 кВ.



Полностью собранная турбина Фрэнсиса для ГЭС-ГАЭС "Вегиталь"

Далее вода попадала в бассейн Ремпен (Ремпен) - средний водоём объёмом 360 000 м<sup>3</sup>, из которого вода имеет два пути. По одному вода поступает через ещё один туннель длиной 2543 м в надземные напорные трубопроводы, а затем на четыре турбины второй станции этой ГЭС - "Зибнен". А другой путь - обратно в Вегиталерское озеро с помощью четырех центробежных насосов мощностью по 5000 л.с., обеспечивающих подъём 5 м<sup>3</sup> воды каждую секунду. Заполнение верхнего водоёма осуществляется главным образом в зимнее время для обеспечения летней выработки электроэнергии.

ГЭС-ГАЭС "Вегиталь" была запущена 100 лет назад, и о сложности её строительства говорит схема этого гидротехнического сооружения.

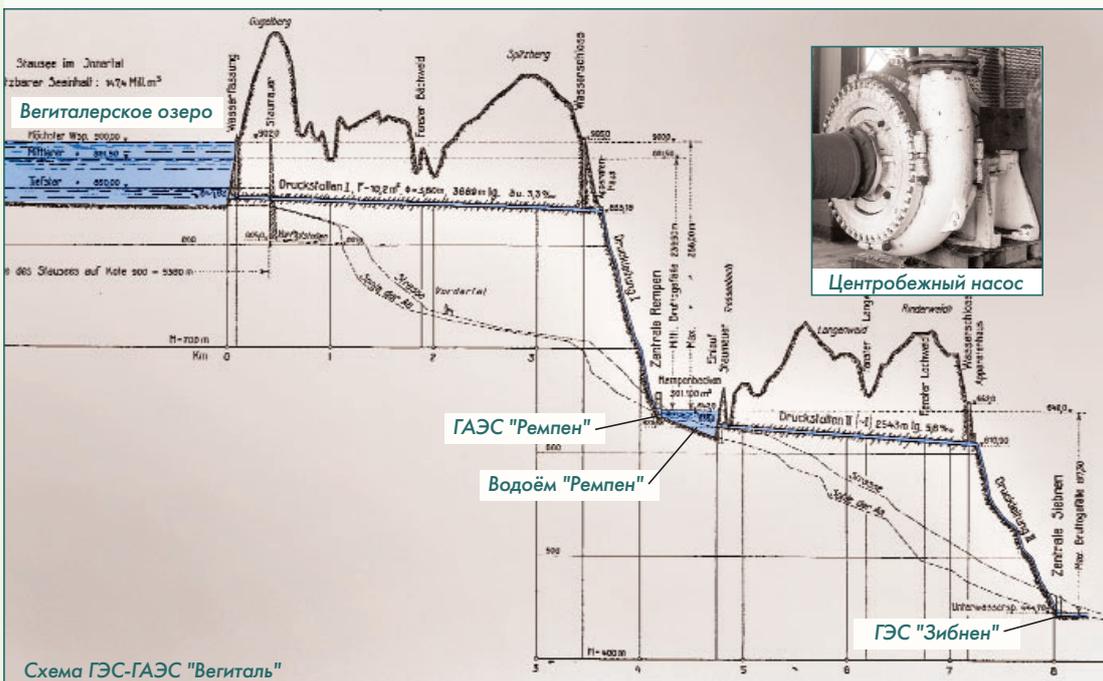


Схема ГЭС-ГАЭС "Вегиталь"

В Германии в 20-х годах бурное развитие её промышленности, строительство угольных электростанций, создание электросетей общественного пользования и возникновения рынка электроэнергии привело к появлению первых гидроэлектростанций, а вместе с ними и первых ГАЭС для покрытия пиков нагрузки, с которыми угольные электростанции не справлялись. Так, при постройке ГЭС "Мургшварценбахверке" было предусмотрено использование насосов для подъёма воды в водохранилище в ночное время. В 1925 г. была построена ГАЭС "Хердекс" с крупнейшими на то время в мире насосами, которые по трубам диаметром 3,2 м поднимали воду в верхнее водохранилище на высоту 165 м, их производительность составляла 15 м<sup>3</sup>/с.

В этот же период началось строительство ГАЭС в США: в 1928 г. была введена ГЭС-ГАЭС "Рокки-Ривер" мощностью 25 МВт при максимальном напоре 74 м, а в 1930 году компания Connecticut Electric and Power перекачивала воду из реки Хаусатоник в Нью-Милфорде (штат Коннектикут), в верхний бассейн, расположенный на высоте 70 метров.

Первая обратимая гидромашина с поворотно-лопастным рабочим колесом диаметром 1,77 м и неподвижным направляющим аппаратом была введена в 1934 г. на ГАЭС "Бальденей" в Германии, мощность которой в турбинном режиме при 256 об/мин составляла 1,32 МВт и в насосном режиме при 326 об/мин потребляла 1,47 МВт. Эта гидромашина оптимально работала при напоре 8,5...10 м. В 1937 году на бразильской ГАЭС "Педрейра" была установлена обратимая турбина мощностью 5,3 МВт (при 212 об/мин) производства Voith Siemens Hydro Power Generation.

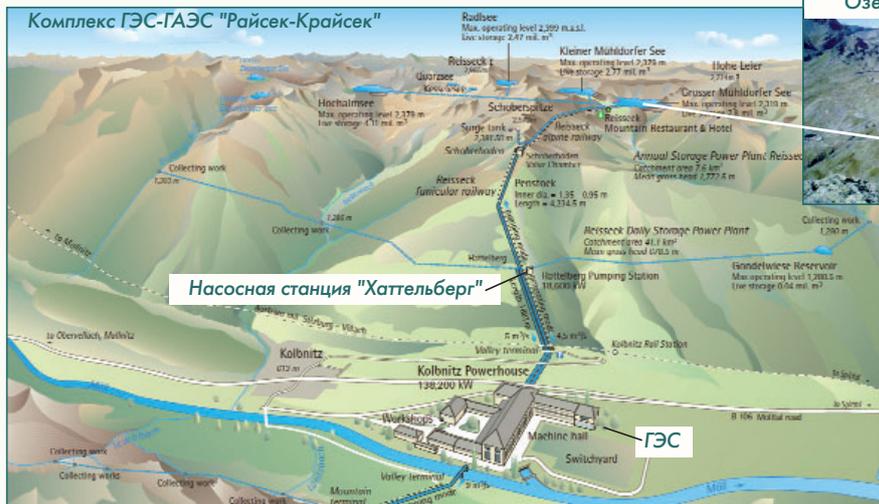
С появлением обратимых турбин интерес к гидроаккумуляции возрос. К 1940 г. было введено в эксплуатацию более 40 ГАЭС. Преобладающей схемой основного гидроэнергетического оборудования стали трехмашинные агрегаты горизонтального исполнения с единичной мощностью агрегатов в турбинном режиме до 50 МВт.

Вместе с Италией, Францией, Швейцарией и Германией ещё одной страной, создающей гидроэнергетические комплексы в Альпах, стала Австрия. Примечательно, что для выработки электроэнергии в одном из своих проектов было предложено собирать воду из многих небольших рек (с миру по нитке...).

Таким проектом стал гидроэнергетический комплекс "Райск-Крайсек", построенный в 1950-1959 годах в бассейне реки Мёль. Для сбора воды с более чем 20 водотоков и двух маленьких озёр была сооружена сложная система тоннелей и трубопроводов, построено шесть небольших водохранилищ и аккумулирующих бассейнов. Особенностью комплекса является то, что в одном здании

ГЭС размещаются турбины, работающие с разными напорами, так как вода к турбинам подаётся из водоёмов, расположенных на различных относительно них высотах: 587,5 м (с этим напором работают две турбины), 678,5 м (две турбины) и даже 1772,5 м (три турбины). Из-за таких больших напоров на станции используются ковшовые турбины горизонтальной компоновки. В среднем в год комплекс вырабатывает 305 млн кВт-ч электроэнергии.

В состав комплекса входит и насосная станция "Хаттельберг". Установлена эта станция относительно здания ГЭС на 507 м выше, берёт воду из своих источников и поднимает её ещё на почти 1300 м, обеспечивая работу трёх генераторов ГЭС.



Перепад высот между верхним водоёмом (озеро Great Muhldorfer на высоте 2319 м) и станцией составляет 734 м. В качестве нижнего бьефа используются два водохранилища, находящихся на 119 м выше станции,

к которым также пробит тоннель длиной 203 м.

Станция, построенная за \$522 млн, рассчитана на 70-летний срок эксплуатации при условии шести пусков агрегатов в день. В 2016 году станция была запущена в тестовом режиме, после чего её работа с февраля 2015 года была продолжена в полностью автоматическом режиме с дистанционным управлением.

Так получилось, что энергетика Франции в настоящее время на 70 % обеспечивается атомными электростанциями с присущими им проблемами в регулировании мощности при изменении нагрузки. И в какой-то

степени включение в энергосистему Франции ГАЭС обеспечивает решение этой проблемы. Именно в какой-то, так как шесть французских ГАЭС общей мощностью немногим более 5 ГВт потребляют в среднем не более 1,5 % от среднемесячного объёма генерации атомных станций. Практически все французские ГАЭС имеют небольшие мощности и работают по ежедневному или еженедельному графику.

Первая ГАЭС "Кош" во Франции была построена в 1975 году. Верхним бьефом является водохранилище Ла-Кош, из которого в генераторном режиме вода с напором 927 м подаётся на турбины мощностью по 80 МВт и стекает в водохранилище, образованную плотиной Эгебланш на реке Изер.

Таким образом, комплекс ГЭС-ГАЭС "Райсек-Крайсек" построен по четырехмашинной схеме: за турбинный и насосный режимы отвечают отдельные гидроагрегаты. Мощность в турбинном режиме составляет 141,1 МВт, а в насосном режиме - 18,6 МВт. А вот с КПД комплекса не всё так просто. Здесь насосы поднимают воду на почти 1300 м, но эта же вода уже на турбинах сбрасывается при напоре чуть менее 1800 м. Разница приличная. Можно сказать, что электроэнергии на подъём будет затрачено меньше, чем получено на генераторах, а с учётом разницы в стоимости получается неплохой бизнес-проект.

После Второй мировой войны к 1960 году было построено 27 ГАЭС мощностью от 35 до 240 МВт, причём наибольшее распространение получили обратимые гидромашин, особенно в США и Японии, где все ГАЭС, за исключением самых ранних, были оборудованы такими машинами.

В 60-е годы прошлого века свой вклад в энергетику начали вносить тепловые и атомные электростанции, на которых устанавливались паровые турбины с генераторами большой единичной мощности, но имеющие ограниченные возможности по её регулированию. Именно достоинство ГАЭС - быстро принимать излишки электроэнергии в сети и также быстро восполнять её недостаток (время набора гидроагрегатом полной нагрузки от состояния покоя в генераторном режиме составляет 1,5 - 2 мин., а в насосном режиме - 6 - 9 мин.), подтолкнуло энергетиков и предпринимателей во всём мире к ускоренному строительству и вводу в строй этого источника маневренной мощности.

Через 60 лет после строительства ГАЭС "Райсек-Крайсек" австрийские энергетика, впечатлённые успешной её эксплуатацией, практически рядом с ней в пещере на высоте 1585 м над уровнем моря начали строительство станции Reisseck II, оснащённой двумя мощными реверсивными турбинами типа "Френсис" мощностью по 215 МВт как в турбинном, так и в насосном режимах.

К подземной электростанции, находящейся внутри скалы, подведены подземные туннели общей протяжённостью около 5,3 км. Вода из верхнего бассейна поступает на подземную электростанцию со скоростью до 80 м³/с по 5-километровому напорному туннелю и 800-метровой напорной шахте. Проходка верхнего напорного туннеля осуществлялась с помощью проходческого комбайна для твердых пород с номинальным диаметром фрезерования 7,03 м.

Станция, построенная за \$522 млн, рассчитана на 70-летний срок эксплуатации при условии шести пусков агрегатов в день. В 2016 году станция была запущена в тестовом режиме, после чего её работа с февраля 2015 года была продолжена в полностью автоматическом режиме с дистанционным управлением.

Так получилось, что энергетика Франции в настоящее время на 70 % обеспечивается атомными электростанциями с присущими им проблемами в регулировании мощности при изменении нагрузки. И в какой-то степени включение в энергосистему Франции ГАЭС обеспечивает решение этой проблемы.

Именно в какой-то, так как шесть французских ГАЭС общей мощностью немногим более 5 ГВт потребляют в среднем не более 1,5 % от среднемесячного объёма генерации атомных станций. Практически все французские ГАЭС имеют небольшие мощности и работают по ежедневному или еженедельному графику.

Первая ГАЭС "Кош" во Франции была построена в 1975 году. Верхним бьефом является водохранилище Ла-Кош, из которого в генераторном режиме вода с напором 927 м подаётся на турбины мощностью по 80 МВт и стекает в водохранилище, образованную плотиной Эгебланш на реке Изер.



Строительство водохранилища Ла-Кош



Строительство пещеры и установка оборудования в машинный зал ГАЭС "Кош"

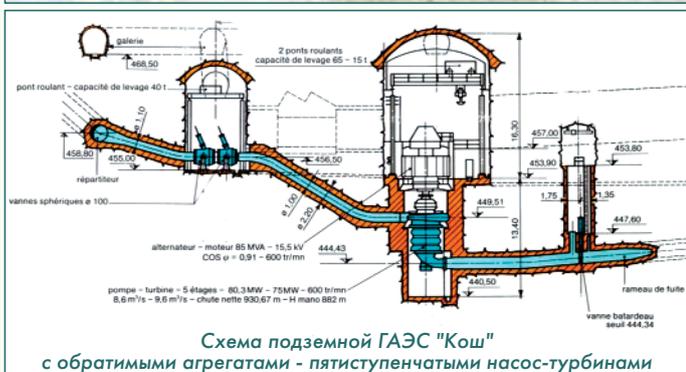


Строительство напорного туннеля ГАЭС Reisseck II

При этом расход воды составляет 40 м<sup>3</sup>/с. В насосном режиме всё происходит в обратном порядке. В среднем за год станция вырабатывает 480 гигаватт электроэнергии. В подземном здании станции установлены четыре обратимых генераторных установки на основе пятиступенчатых турбин Фрэнсиса.



**Машзал ГАЭС "Кош"**



Единственная мощная французская ГАЭС "Гранд-Мезон" построена в Альпах вместе с обычной ГЭС. Земляная плотина Гранд-Мезон на реке О-д'Оль образует верхнее водохранилище. Высота плотины всего 140 м от русла реки, но относительно уровня моря верхний бьеф находится на высоте 169 м. От водохранилища к ГЭС ведёт напорный туннель длиной 7100 м, который переходит в три почти вертикальных тоннеля длиной по 1450 м. Здание



**Верхнее водохранилище**

**Плотина ГЭС-ГАЭС "Гранд-Мезон"**

**Здание ГЭС "Гранд-Мезон"**

**Озеро Лак-дю-Верни**

электростанции находится на высоте 770 м. На надземном уровне расположены четыре турбины Пелтона, приводящие в действие генераторы мощностью по 150 МВт. Они установлены на высоте 778 м и работают при максимальном гидравлическом напоре 920 м, при этом скорость потока воды достигает 110 м/с. Ниже них (на подземном уровне) расположены восемь обратимых турбин Фрэнсиса мощностью по 150 МВт, которые используются как для выработки электроэнергии, так и для перекачки воды. Они работают при максимальном гидравлическом напоре 955 м. Нижним резервуаром, куда сбрасывается вода со всех турбин, является озеро Лак-дю-Верни.

ГЭС-ГАЭС приступила к работе в 1987 году, суммарная мощность её 12 электрогенераторов составляет 1,8 ГВт. В качестве ГАЭС станция работает в основном по сезонному циклу: в летнее время идёт закачка воды в верхнее водохранилище, а зимой, когда возрастает потребность в обогреве домов, идёт выработка электроэнергии. Но благодаря тому, что переключение между режимами занимает несколько минут, выработка энергии происходит и в летнее время для сглаживания пиков потребления. В год происходит до 8000 циклов переключения (в среднем 22 переключения в сутки). Благодаря тому, что закачка воды осуществляется при низких тарифах на электроэнергию, а её выработка - когда тарифы максимальные, в итоге ГЭС-ГАЭС является прибыльной.

Поскольку во Франции мощностей ГАЭС недостаточно, им на помощь пришли швейцарские бизнесмены от энергетики, которые закупают энергию, когда она стоит у французов мало, а продают им тогда, когда её стоимость максимальна. Разница в цене покупки-продажи электроэнергии составляет в среднем 37 %.

Несмотря на то, что срок окупаемости ГАЭС зависит от многих факторов и колеблется от 6 лет до 15 и более, швейцарские компании продолжают строительство новых ГАЭС и буквально только-что закончили и ввели в строй действующих станцию Nant de Drance, у которой, как и у французской ГАЭС "Кош" водоводы и машинный зал размещены внутри горы.

В 2022 г. в Швейцарии началась коммерческая эксплуатация ГАЭС Nant de Drance мощностью 900 МВт. Разрешение на её строительство было выдано в 2008 году, причём предусматривалось, что установленная мощность составит 600 МВт, которые будут вырабатывать четыре агрегата. Осенью 2008 года началось сооружение входного туннеля в скальном грунте, т.к. водные туннели и пещера для установки оборудования станции располагались внутри горного массива. Уже в ходе строительства, в связи с увеличением спроса на электроэнергию в пиковые периоды, и, особенно, по просьбе Швейцарских федеральных железных дорог, в 2011 году было принято решение добавить ещё две турбины, и тем самым увеличить эффективную мощности ГАЭС до 900 МВт. Строительство, стоимость которой составила чуть более \$2,2 млрд, продолжалось 14 лет.

Место для строительства ГАЭС Nant de Drance было выбрано между двух уже существовавших водохранилищ: Старый Эмоссон (Lac du Vieux Emonsson) и Эмоссон (Lac du Emonsson). Водоохранилище Эмоссон образует нижний бьеф ГАЭС, а Старый Эмоссон, который до этого использовался как сезонное водохранилище, после увеличения высоты плотины на 21,5 метров, смог бы запастись вдвое больше воды (227 млн м<sup>3</sup>).



**Верхнее и нижнее водохранилища ГАЭС Nant de Drance**

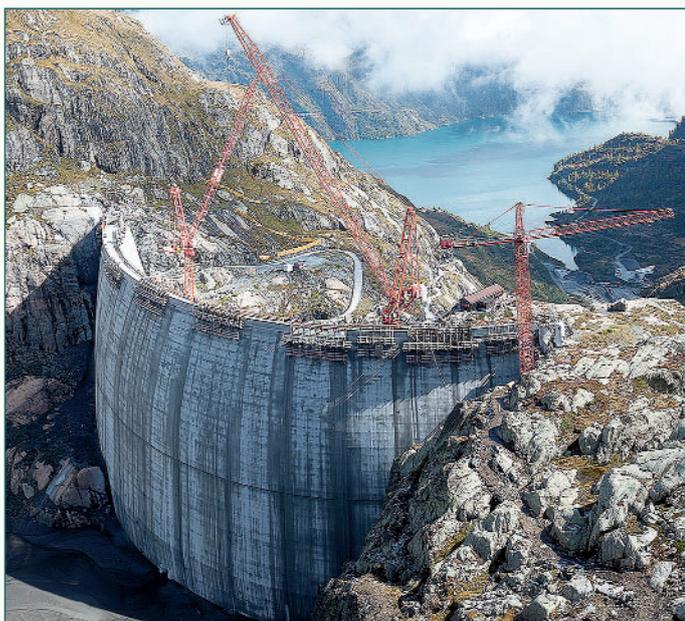
Пробитие туннелей под установку стальной облицовки напорного водовода началось в 2009 году, а формирование пещеры под машинный зал - в 2010 году.



ГАЭС Nant de Drance - установка напорного водовода

В ходе работ было вынута 1 700 000 м<sup>3</sup> породы для обеспечения подхода, доставки строительной техники и оборудования при прокладке 17 км туннелей и галерей как для для установки стальных водоводов, так и строительства машинного зала длиной 194 м, высотой 52 м и шириной 32 м.

В 2013 году приступили к поднятию верхней части плотины Старый Эмоссон, а в 2014 году завершили подготовку пещеры к строительству машинного зала и установку оборудования.

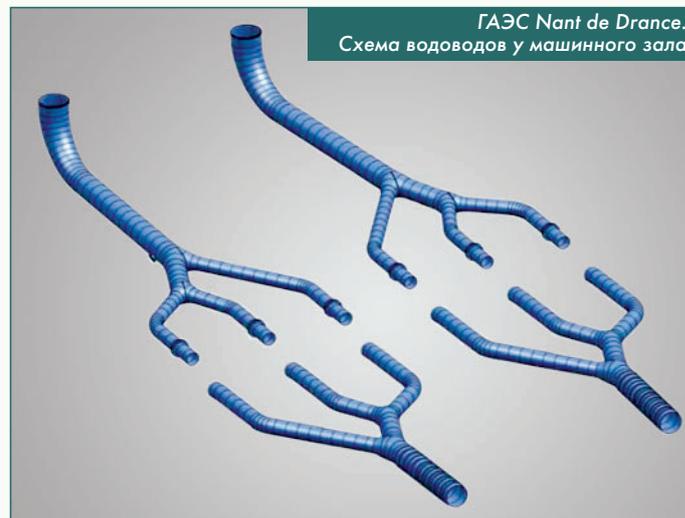


ГАЭС Nant de Drance - поднятие верхней части плотины



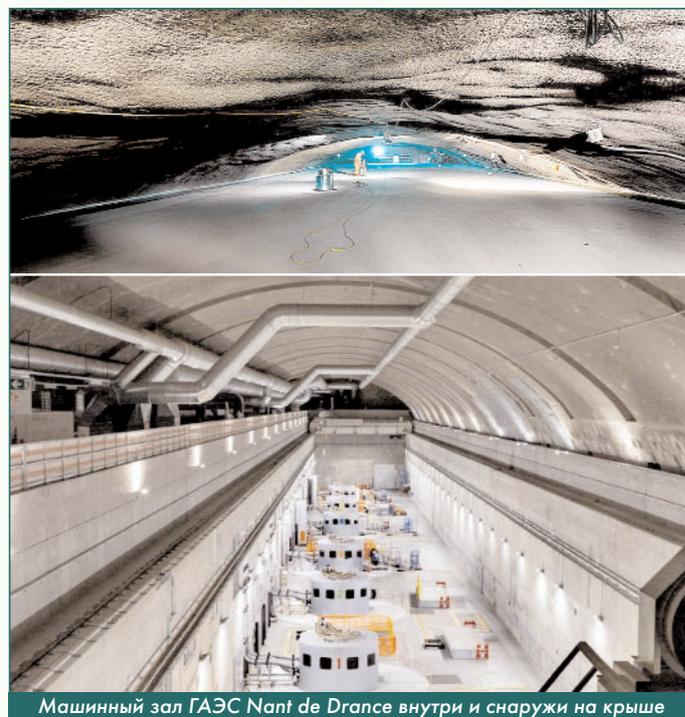
ГАЭС Nant de Drance - строительство машинного зала

Стальная облицовка напорного водовода верхнего бьефа изготовлена из горячекатаной закалённой стали, предназначенной для использования в конструкциях, подвергающихся сильному износу твердыми минералами и другими абразивными материалами. Максимальная толщина стенок трубы составляет 90 мм и рассчитана на напор 614,5 м. Диаметр труб (а их две) наибольший у водозабора верхнего бьефа - 7 метров, а минимальный - 3,2 метра (их шесть) - у турбин.



ГАЭС Nant de Drance.  
Схема водоводов у машинного зала

Машинный зал ГАЭС находится на глубине 600 м под землей. Здесь установлено шесть гидроагрегатов мощностью по 150 МВт (первый генератор испытали в 2017 году). Вода попадает в подземный машинный зал через две вертикальные шахты высотой 425 м. Турбина, она же насос, вращается в одну или другую стороны в зависимости от режимов работы, переключение между которыми занимает около пяти минут. В режиме выработки электроэнергии через шесть турбин за одну секунду проходит 360 м<sup>3</sup> воды.



Машинный зал ГАЭС Nant de Drance внутри и снаружи на крыше

Предполагается, что эффективность этой ГАЭС будет порядка 80 %, и она внесёт значительный вклад в стабилизацию суточной выработки и потребления электричества во всей Западной Европе.

Кстати, в Швейцарии планируется к 2040 г. построить 15 новых ГАЭС, которые ежегодно будут генерировать по 2000 ГВт·ч электроэнергии.

(Продолжение следует.)



# 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 - 2-2024)

Не успел японский танк Type74 ("Двигатель" № 2021-3) встать в строй (1974 г.), а в СССР на вооружение Советской армии на год раньше (1973 г.) был принят танк Т-72, превосходящий заканчивающий испытания японский образец.



Никого, кроме нашей армии они тогда не боялись, а потому военные тут-же поставили задачу создать собственную машину, превосходящую Т-72, причём в нём не должно быть импортных комплектующих - всё должно производиться только в Японии.

К разработке нового танка специалисты из компании Mitsubishi Heavy Industries, а именно им было выдано техническое задание, приступили в 1976 году. Начали они с того, что проанализировали существующие на тот момент образцы основных боевых танков и в качестве основного образца взяли за основу немецкую машину Leopard. Но внесли в его конструкцию существенные дополнения. Во-первых, броня танка стала композитной, состоящей из двух слоев стали, между которыми находится наполнитель, состоящий из сверхплотных керамических элементов и обедненного урана, что повысило защищённость от кумулятивных снарядов. Во-вторых, всё же был установлен автомат заряжания, что не только снизило численность экипажа, но и повысило скорострельность пушки. И, в-третьих, перенесли с Type74 идею применения активной гидropневматической подвески со всеми её достоинствами и недостатками.

Совершенно логично решение японских конструкторов относительно основного вооружения разрабатываемого танка - установить ту же самую, что и на немецком Leopard 2 и американском Abrams - 120-миллиметровую гладкоствольную пушку Rheinmetall L44. Её и стали изготавливать по лицензии в компании Japan Steel Works Limited. Но оказалось, что себестоимость её изготовления у этой компании столь велика, что выгоднее закупать у немецких производителей. Поэтому пушку своего производства использовали только на прототипах в ходе испытаний.



Прототип ТК-Х-0001 в ходе испытаний

После выстрела ствол орудия устанавливался на нулевой угол возвышения, после чего происходило автоматическое зарядание и наведение ствола пушки на цель. При стрельбе по одной и той же цели автомат зарядания обеспечивал интервалы между выстрелами порядка 4 - 6 секунд. Боеукладка автомата зарядания находится в нише башни и содержит 20 выстрелов. Ниша с выстрелами отделена от пространства башни с экипажем броневой перегородкой, а над ней в крыше башни смонтированы вышибные панели, что позволяет снизить поражающее воздействие на экипаж при детонации боекомплекта. Ещё 25 выстрелов размещены в корпусе танка.



Размещение выстрелов в отдельной нише башни

Вспомогательное вооружение танка состоит из спаренного с орудием 7,62-мм пулемета (боекомплект 2000 патронов) и установленного на командирской башенке 12,7-мм зенитного пулемета М2НВ (боекомплект 660 патронов).

За подвижность нового танка отвечает многотопливный 10-цилиндровый V-образный дизельный двигатель жидкостного охлаждения с турбонаддувом 10 ZG мощностью 1500 л.с. (при 2200 об/мин и только в течение 20 минут). И, хотя боевая масса танка достигла 50 тонн, этой мощности было достаточно, чтобы дизель разгонял его на шоссе до 70 км/ч, а для преодоления 200 метров с места требовалось всего 20 секунд. Примечательно, но у этой машины максимальная скорость заднего хода достигает 42 км/ч. В едином блоке установлен двигатель и гидромеханическая трансмиссия с автоматической планетарной коробкой передач и гидрообъемной передачей в приводе поворота. Автоматическая коробка передач имеет четыре передачи переднего ход и две передачи заднего. Внутри корпуса в баках находится 1100 литров топлива, которых хватает для движения по шоссе на расстояние до 350 км.

Ходовая часть нового танка отличалась от ходовой танка Type74: каждый борт оснащался шестью сдвоенными обрезиненными опорными катками меньшего диаметра и тремя поддерживающими. Ведущие колеса находятся сзади. Для обеспечения изменения наклона корпуса относительно земной поверхности применена комбинированная подвеска танка. На двух передних и на двух задних опорных катках установлены гидropневматические сервомоторы, а на двух средних - торсионные валы. Такая схема подвески позволяет танку осуществлять наклон корпуса, а также изменять клиренс от 200 до 600 мм.



Работа подвески

Ещё одна изюминка нового танка - его система управления огнем, в состав которой входят: панорамные приборы наблюдения и наведения командира танка, стабилизированные в двух плоскостях; приборы наблюдения и наведения наводчика, стабилизированные в одной плоскости; лазерный дальномер; электронный цифровой баллистический вычислитель, на который с различных датчиков поступает информация (дальность, скорость и направление ветра, температура окружающего воздуха, изгиб ствола орудия и угол наклона оси его цапф) для расчета поправок при стрельбе; а также система автоматического слежения за целью.

В СУО предусмотрен режим, когда, после того как командир обнаружил цель, он передаёт её наводчику для поражения, а сам осуществляет поиск новых целей. Кроме того, в СУО обеспечена возможность как ручного режима сопровождения целей командиром и наводчиком, так и автосопровождение целей после выдачи команды на захват цели. Вычислитель запоминает относительное движение цели, и даже если она пропадает из поля зрения тепловизионного канала (его мониторы установлены у командира и наводчика), прицел сохраняет направление на точку предполагаемого нахождения цели. Как только цель вновь появляется в поле зрения тепловизора, осуществляется её захват и сопровождение.

Благодаря СУО танк способен вести огонь в движении и с места в любое время суток как по движущимся, так и по неподвижным целям.

Кроме того, на передней части крыши башни установлен датчик лазерного излучения, который определяет направление на его источник, осуществляет индикацию этого направления на рабочем месте командира с подачей звукового сигнала.

Изготовление первого прототипа ТК-Х-0001 было завершено в 1981 году и в следующем году он вышел на испытания, по завершении которых началось изготовление второго прототипа - ТК-Х-0002, который вышел на испытания осенью 1983 года. В ходе 3-летних испытаний в конструкцию вносились изменения: усовершенствовалась башня и керамическая композитная броня.



Второй прототип TX-X-00-02

По результатам испытаний с 1986 по 1988 год первых двух прототипов была построена вторая серия из четырёх прототипов с пушками немецкого производства. Испытания продолжались до конца 1989 года, в 1990 году танк был принят на вооружение под названием Type 90, и до конца года было выпущено 30 машин.

Планировалось, что на вооружение поступит 600 новых танков Type 90. Но из-за высокой стоимости машины (в зависимости от комплектации и серии она колебалась от \$6,5 млн до \$8,7 млн) в 2010 году после выпуска 341-й машины производство танка Type 90 было прекращено.



Type 90 на вооружении Сил самообороны Японии

Но не только высокая стоимость стала основной причиной завершения этой программы, в эти годы завершались испытания более современного и, как ожидалось, дешёвого в производстве танка следующего поколения Type 10.

На базе основного боевого танка Type 90 была создана бронированная ремонтно-эвакуационная машина Type 90 ARV, у которой вместо башни сделана надстройка корпуса с установленным справа подъёмным краном. Спереди на корпусе смонтирован небольшой бульдозерный отвал, применяемый в качестве упора при работе крана и гидравлической лебёдки, установленной внутри корпуса.

Ремонтно-эвакуационная машина Type 90 ARV в походном...  
...и в рабочем положениях

Информация о создании на базе Type 90 мостоукладчика под названием Type 91 AVLБ не соответствует действительности, так как под этим названием на вооружении японских Сил самообороны находится машина, созданная на базе шасси танка Type 74. И наоборот, упоминания о создании на базе Type 90 инженерной машины нет, а вот её фотография есть. Видны основные отличия от Type 90 ARV - наличие стрелы с экскаваторным ковшом вместо крана и большой бульдозерный отвал, и небольшие отличия конструкции корпуса и установленных на нём элементов.



Инженерная машина на базе Type 90

А теперь перенесёмся не только через Тихий океан в Южную Америку, но и на сто с небольшим лет в Бразилию. Тогда воинам из этой страны удалось поучаствовать в боевых действиях на полях Первой мировой войны. А после того, как они вернулись на родину, то стали ратовать за создание собственных танковых подразделений. Большое влияние на появление такого решения стало увиденное ими широкое применение против немцев на полях сражений французами и англичанами своих танков. Но ни опыта, ни сил построить собственные машины у бразильской промышленности не было, поэтому во Франции были закуплены 12 танков Renault FT-17. Среди них было шесть пушечных с круглыми башнями и пять пулемётных с 8-угольными башнями. Двенадцатым стал командирский танк, у которого вместо башни была установлена рубка без оружия, но с радиостанцией.

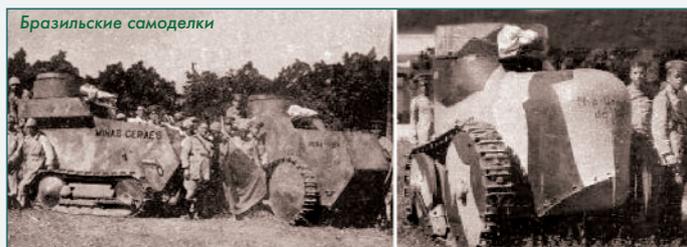


CV-35 на параде в Рио-де-Жанейро, 1940 г.



FT-17 Бразилии.  
На переднем плане пулемётные танки,  
на заднем - пушечные

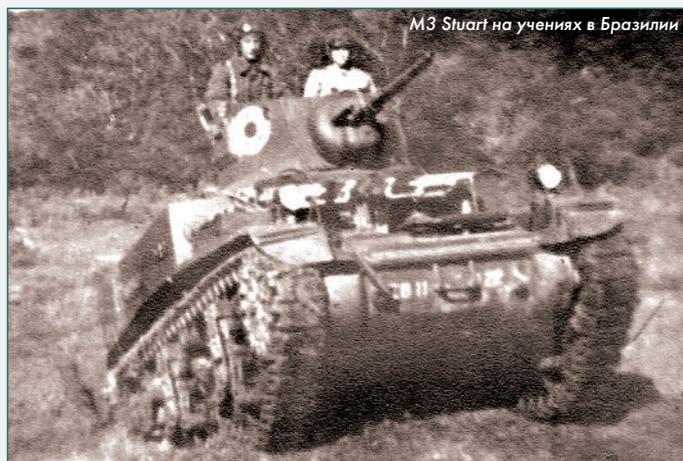
Повоевать этим машинам с внешними врагами не удалось, а вот в 20-х и 30-х годах прошлого века для наведения порядка внутри страны они пригодились. В дополнении к ним в 1930 были построены собственные "танки" на базе сельскохозяйственных тракторов. Единого проекта не было, поэтому каждый трактор был обшит броней на свой манер, да и тракторы были разных типов - это видно по ходовой части этих машин. Доработку делали на кораблестроительной верфи Alcaraz & Cia, что наложило отпечаток на форму бронезащиты одной из машин.



За межвоенный период французские FT-17 поизносились, и те, которые были ещё на ходу, поступили в учебные подразделения. Но танки были нужны, и в Италии у фирмы "Ансальдо" закупили 24 танкетки CV-35: 18 были вооружены спаркой из 8-мм пулеметов и имели пружинную подвеску, а остальные были поставлены уже модернизированными фирмой: основное вооружение теперь состояло из одного 13,2-мм пулемета "Breda", а на некоторых танкетках подвеска стала торсионной. Первые CV-35 поступили в 1938 году, но в строевых частях они пробыли недолго, только до 1942 года, когда в Бразилию прибыли по ленд-лизу американские танки.

Да, несмотря на то что Бразилия была далеко от Германии, Японии и Италии - основными странами-участниками Оси, рядом с ней находилась Аргентина, поддерживающая связи с гитлеровским режимом. Кроме того, немецкие и итальянские подлодки у берегов Америки топившие всё, что встречалось на их пути, отправляли на дно только за первую половину 1942 года 36 торговых судов Бразилии. Всё это привело к тому, что в августе того же го-

да она объявила войну странам Оси. Началось формирование 25-тысячного экспедиционного корпуса и укрепление собственных вооружённых сил. Тем более, что по ленд-лизу американцы в том же году направили в эту страну несколько сот танков M3 Stuart A1, M3 Lee и M3 Grant.



M3 Stuart на учениях в Бразилии

В 1944 году к ним присоединились 85 танков M4 Sherman A1. Однако война соседей не состоялась, мало того, Аргентина поменяла "друзей" и в 1944 году присоединилась к антигитлеровской коалиции. Ну а бразильский экспедиционный корпус только в июне 1944 года, почти синхронно с высадкой союзников в Нормандии, прибыл на итальянский фронт, где и провоевал до конца войны.



Бразильские танки M3 Stuart в Италии

После окончания боевых действий в Европе бразильские танкисты вернулись на родину вместе с танками, на которых они воевали.

В 1960-е годы танки M3 Stuart стали менять на легкие танки M41 Walker Bulldog, купленных в США за свои деньги в количестве 340 машин (последние из них были сняты с вооружения только в 2010-е годы).

Но не все танки M3 пошли на переплавку, появилась идея заняться их ремонтом и модернизацией. Этот план получил название "Plano Impere", причём в нём было предусмотрено постепенное усложнение работ. В условиях отсутствия запчастей из США, первым шагом стал ремонт своими силами несколько танков, а затем всех остальных машин. К 1971 году были продефектированы все танки M3, часть из них была отремонтирована.



На параде в Сан-Паулу отремонтированные M3 Stuart

После ремонта по предложению Центра исследований и разработок бронетехники (CPDB - the Centro de Pesquisa e Desenvolvimento de Blindados) должна была произведена замена устаревшей 37-мм пушки на 90-мм французскую танковую пушку H-90, с которой были проведены успешные испытания. Сразу начались переговоры с французской компанией SOFMA, но только вышла маленькая неувязочка - французы отказались продавать пушки без башни. Пришлось брать и то, и это, а ненужные башни отправить на переплавку. Башню разработали сами с выполнением требований по бронированию (25-мм броня должна была выдерживать огонь из 12,7-мм пулемета).

Далее по плану отремонтированные (точнее, отобранные для модернизации) танки должны были поступать на фирму Biselli. Перед этим с них должны быть сняты башня, двигатель и трансмиссия. А в цехах фирмы должны были удлинить корпус, установить новый двигатель, модернизировать трансмиссию, смонтировать подвеску и гусеницы, а также установить электронику. Далее к модернизации подключалась компания Bernardini, которая предстояло на этот корпус установить башню. Окончательную точку в модернизации ставили военные, которым отвели установку пулемётов, радиостанцию и проведение ходовых (преодоление 200...300 км) и огневых (произвести 6 выстрелов из 90-мм пушки) испытаний.

Выполнение задуманного началось с изготовления прототипа: начав работы 28 июня 1973 года, их завершили через два месяца. А 7 сентября 1973 года прототип участвовал на параде в честь Дня независимости Бразилии.



Прототип модернизированного танка

Затем были проведены испытания и модернизированный танк был принят на вооружение под названием Carro de Combate Leve X1 Pioneiro (Легкая боевая машина X1 "Пионер"), сокращённо - CCL X1 Pioneiro. В дальнейшем по тексту просто X1.

В конце 1973 года была заказана предсерийная партия из 17 танков. В отличие от изготовления прототипа, выполнение этого заказа по разным причинам затянулось на 27 месяцев.



Изготовление корпусов танка X1 на фирме Biselli

Заказ на следующую партию из 17 машин был выполнен за 6 месяцев (без задержек) к 31 августа 1978 года. К концу этого же - 1978 года - были поставлены еще 17 машин. С предсерийной машиной было изготовлено 52 танка X1 (программу на этом завершили, хотя должны были модернизировать 113 машин).

Основная причина сокращения программы модернизации была в обнаруженных в самом начале эксплуатации танка проблемах, в частности, коробка передач с однодисковым сцеплением не была рассчитана на работу с более мощным двигателем и ломалась, а "улучшенная" подвеска Novotrascao, взятая от тягача M4, выходила из строя чаще, чем оригинальная, установленная на том же самом тягаче.

Именно по этим и другим причинам в 1977 году, когда производство X1 всё ещё разворачивалось, в компании Bernardini предприняли попытку более серьёзной модернизации. На этот раз за основу был взят серийный M3A1 Stuart, который разрезали пополам и удлиннили, что позволило установить по ещё одной двухколёсной тележке на борт. Кроме того, в подвеске ленивец стал меньшего диаметра и его оторвали от грунта. Башня тоже была удлинена. Большой объём корпуса и башни позволил дополнительно на 12 снарядов увеличить боезапас к пушке. А для повышения вероятности попадания в цель с первого выстрела была установлена компьютеризированная система управления огнем собственного производства. Была заменена и трансмиссия вместе с тормозами, но у танка, получившего наименование X1A1 Carcaça, возникла новая проблема: из-за увеличения соотношения длины подвески к ширине управление танком стало затруднено.

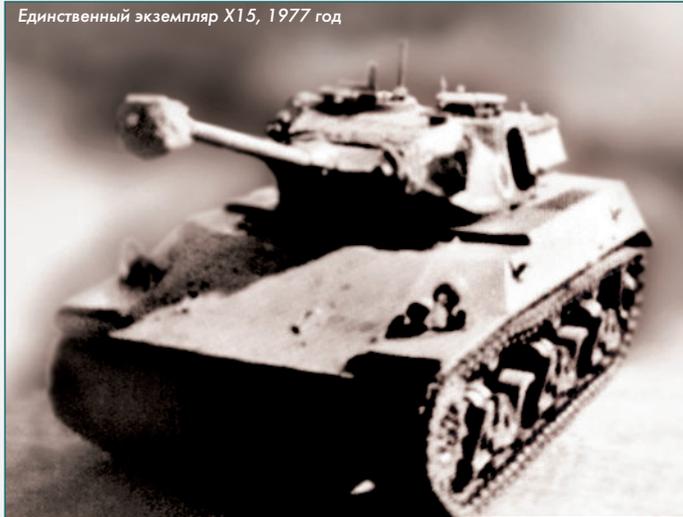


X1A1 (слева) и X1

После подсчёта расходов на такую модернизацию M3A1 в X1A1, стало понятно, что проще изготовить новый корпус, поэтому этот вариант так и остался в единственном экземпляре.

В целях решения существующих проблем при "производстве" X1 и X1A1: необходимость выполнения капитального ремонта и переоборудования M3 Stuart, а также сложности в управляемости руководством Центра исследований и разработок в области танкостроения (CPDB) и Научно-исследовательского института (IPD) был разработан новый проект под названием X15. В этом проекте были использованы подвеска и башня от X1A1, а корпус был создан заново. В 1977 году был построен единственный экземпляр X15, у которого верхняя лобовая плита устанавливалась под большим углом и плавно переходила в верхнюю часть корпуса. Однако этот вариант дальнейшего развития не получил.

Единственный экземпляр X15, 1977 год



Приобретая опыт, конструкторы из Bernardini совместно с CPDB и IPD принялись за создание собственной конструкции, хотя и очень сильно опираясь на приобретённые знания и умения. Не замахиваясь на коренную переработку конструкции, было принято решение о создании корпуса танка (получившим название X1A2) почти с нуля, поэтому он был построен не на базе корпусов M3 Stuart и X15, а имел несколько иную конструкцию, хотя и очень похожую на X15. Оставив прежнюю компоновку: заднее расположение моторного и переднее расположение трансмиссионного отделений, корпус сваривался из бронелистов, расположенных под рациональными углами. Из-за этого длина корпуса и его ширина стали на 20 см больше.

Верхний лобовой лист имел толщину 15 мм и был наклонён под углом 25° к вертикали, а нижний состоял из двух листов: первый, толщиной 35 мм, был наклонён под углом 50°, а второй, толщиной 28 мм и был наклонён под углом 40°. Толщина листов на боковых и задней частях корпуса составляла 28 мм, а верхнего и нижнего - 15 мм.

В верхнем лобовом листе имелся люк для доступа к трансмиссии, а в верхнем листе задней части корпуса - два люка для доступа к двигателю. Из корпуса убрали пулемёт, а вместе с ним и помощника механика-водителя (он же пулемётчик и радист).

Поэтому в корпусе в левой части осталось рабочее место только механика-водителя. Справа от него проходила трансмиссия CD-500, а далее, в правой части корпуса, предусмотрено место для хранения боеприпасов. Ещё одно место в корпусе для боеприпасов находилось под корзиной башни за водительским отделением.

Башня тоже была сварная и на прототипе имела ту же пушку, что и на X1 - 90-миллиметровую D-921. Конструкция и бронирование башни X1A2 были практически такими же, как и у башни на X1A1. Поэтому и защищённость осталась прежней. Для усиления бронирования на боковые стороны башни дополнительно установили запасные гусеницы. С помощью гидравлического привода башня делала полный оборот за 12 секунд.

X1A2 оснащался 6-цилиндровым рядным дизельным двигателем Saab-Scania (Scania-Vabis) DS-11 жидкостного охлаждения мощностью 280 л.с., которую в целях сохранения подвижности

танка массой 21 тонны форсировали до 300 л.с. при 2200 об/мин. В гидромеханическую трансмиссию установили трёхступенчатую коробку передач Allison CD-500. В итоге максимальная скорость X1A2 составляла 60 км/ч на шоссе и 30 км/ч по бездорожью, а скорость движения задним ходом - 15 км/ч. Запас хода на дорогах составлял 600 км, а на бездорожье - 350 км.

Что касается подвески, то она практически осталась прежней - это была скопированная и модифицированная система вертикальной спиральной рессорной подвески 18-тонного артиллерийского тягача M4: 6 опорных катков, разделённых на три тележки, три поддерживающих ролика, ведущая звёздочка спереди и натяжное колесо сзади на каждую сторону.

Прототип X1A2 был построен в период с конца 1977 года по июль 1978 года. После чего он был испытан военными и было принято решение о проектировании серийной версии.

Прототип X1A2 на испытаниях



В серийных танках X1A2 основные изменения произошли в вооружении: вместо 90-мм пушки D-921 было принято решение устанавливать пушку низкого давления EC-90, производимые компанией Engesa по лицензии. Эта пушка была создана на основе пушки Cockerill Mk.3 бельгийского производства, характеристики которой близки к характеристикам 105-мм пушки. Кроме того, лицензионное производство пушки было дешевле покупки пушки D-921 в комплекте с башней (условие продажи французской компании SOFMA). Боезапас к пушке состоял из 68 снарядов, из которых 24 снаряда находились в башне, а остальные 44 - в корпусе. В основном это были осколочно-фугасные и кумулятивные снаряды. Броневой не применялись из-за того, что они не получали достаточной скорости на срезах ствола пушки и не обеспечивали необходимую бронепробиваемость.

Вместе с заменой пушки была доработана и башня, получившая более низкий профиль и вращающуюся командирскую башенку. Угол снижения орудия составляет 8°, а угол возвышения - 17°. Помимо пушки, на танке был установлен спаренный 7,62-мм пулемёт Browning M1919A4E1 (2500 патронов) и 12,7-мм зенитный пулемёт Browning M2HB на башне (750 патронов).

В башне находились два из трёх членов экипажа: командир (он же заряжающий) - в левой стороне башни, а наводчик - с правой. В СУО появился лазерный дальномер и комплект приборов ночного видения.

Серийные танки X1A2 в армии



Стоимость танка X1A2 в такой комплектации в 1980 году составляла около \$400 тыс. (эквивалентно, примерно, \$1,3 миллиона в ценах 2021 года). Производился X1A2 двумя партиями. Первые 10 машин в январе 1981 года поступили на вооружение 2-й танковой эскадрильи, заменив американские M4 "Шерман", служившие там со Второй мировой войны. В 1983 году был изготовлен последний X1A2 из второй партии (14 машин). Начиная с 1988 года X1A2 постепенно заменялись на новые машины (M41C), и в середине 90-х годов все они были выведены из эксплуатации.

Бразильской промышленности, военным, инженерам, конструкторам, технологам и многим другим в процессе модернизации и создании своего танка, хотя и являющегося клоном машины из военного времени, был получен неоценимый опыт танкостроения для создания более современных машин.

X1A2 - только подвеска напоминает родительские корни



Тем не менее, в течение этого 10-летнего периода, который длился от появления концепции модернизации танка времен Второй мировой войны в 1973 году (X1) до выпуска последнего совершенно нового танка X1A2 в 1983 году (и в последующие годы), на их базе было разработано несколько образцов военной техники. Так, на базе M3 Stuart и X1 создавались самоходная зенитная установка, оснащённая счетверёнными 12,7-мм пулемётами, мостоукладчик, ремонтно-эвакуационная машина, система залпового огня, миномёт и ракетоноситель X-40.

Бразильские конструкторы в создании машин на базе ими же разрабатываемых танков ничем не отличались от своих зарубежных коллег. Для начала в 1969 г. на базе M3 Stuart была попытка создания СЗУ, для чего с танка сняли башню и на её место установили счетверённую установку M45 с 12,7-мм пулемётами Browning M2. У каждого пулемёта имелся магазин с 200 патронами. Эта СЗУ получила название XM3E1. Дальнейшего развития эта разработка продолжения не получила.

И когда у бразильских конструкторов появился X1, они не преминули возможностью создания ЗСУ уже на этом шасси. В конце 1970-х годов у X1 вместо башни установили всё ту же самую счетверённую установку M45. Огонь из неё можно было вести либо из всех стволов одновременно, либо чередовать верх-

ЗСУ XM3E1 на базе X1A2



нюю и нижнюю пары. Скорострельность при стрельбе из всех четырёх стволов составляла 1800 выстр./мин. Установка в горизонтальном направлении вращалась с помощью электрического привода и могла вести стрельбу по наземным целям.

Но ЗСУ и на новом шасси не была принята на вооружение. И дело не только в шасси, но и в том, что из-за отсутствия РЛС её можно было применять только в условиях визуальной видимости, т.е. днём против целей, летящих ниже облаков.

Была ещё попытка создать ЗСУ на базе танка X1 путём установки турели с 40-мм пушкой Vofors L60. Но ещё в ходе подготовки корпуса к установке турели и этот проект был свёрнут.

А вот мостоукладчикам повезло больше. Во второй половине 70-х прошлого века на шасси от X1 был сделан прототип XLP-10. Вместо башни была установлена металлическая надстройка с подъёмными поршнями, к которым крепился мост из алюминия и стали. В данном случае была применена горизонтальная (консольная) система наведения моста.

Все системы по приводились в действие с помощью гидравлики. Консоль, на которой крепился мост, приводилась в движение поршнями. По ней перемещался мост с помощью гидромоторов. Гидравлические поршни приводили в действие выносные опоры, обеспечивающие устойчивость при установке мостовой конструкции (они находились на корпусе в передней части). Давление в системах обеспечивалось гидравлическим насосом, подключённым к двигателю через редуктор. Для хранения гидравлической жидкости на задней части корпуса была установлена 50-литровая ёмкость.

Мост длиной 10 м обеспечивал перекрытие препятствия шириной до 8 м (26 футов). Максимальная нагрузка, которую выдерживал мост, составляла всего 20 тонн, чего едва хватало для 19-тонного X1A2. На установку моста требовалось 3 минуты.



XLP-10. Сам построил, сам переехал

Корпус XLP-10 по бронезащите соответствовал X1. В корпусе находился экипаж из двух человек: водителя (место как в X1) и оператора, сидевшего рядом с правой стороны. Масса XLP-10 с находящемся на нём мостом составляла 17 тонн, а без него - 14,4 тонны. Его максимальная скорость на шоссе составляла 55 км/ч, при этом он мог преодолеть 520 км. Такую скорость обеспечивал рядный 6-цилиндровый дизельный двигатель Scania-Vabis DS-11 A05 CC1 мощностью 256 л.с. при 2200 об/мин.

После прототипа к 1983 году построили ещё четыре машины.



XLP-10 устанавливает мост

После окончания работы над мостуукладчиком началось проектирование ремонтно-эвакуационной машины ХМЗС1. Взяв за основу шасси от Х1 конструкторы на него поставили корпус, напоминающий внешний вид американского БТР М113. Заодно не просто заменили двигатель на ОМ-352А, но и поставили его в передней части с правой стороны. У нижней части корпуса бронезащита осталась прежней, а верхнюю часть корпуса защитили стальными листами толщиной 15 мм.

На корпус ХМЗС1 слева сзади установили кран с гидравлическим приводом, который в нерабочем положении располагался на крыше. Для обеспечения устойчивости при подъёме оборудования с помощью крана в задней части корпуса были установлены два гидравлических упора. Для работы исполнительных устройств внутри корпуса (там, где раньше находилась силовая установка) были установлены насосы, клапаны и бак с гидравлической жидкостью. Для вытаскивания застрявших транспортных средств имелась лебёдка, но не было специального упора (как практически на всех БРЭМ). В задней части был люк для доступа экипажа к гидравлическим системам, а в передней - для доступа к двигателю и трансмиссии.

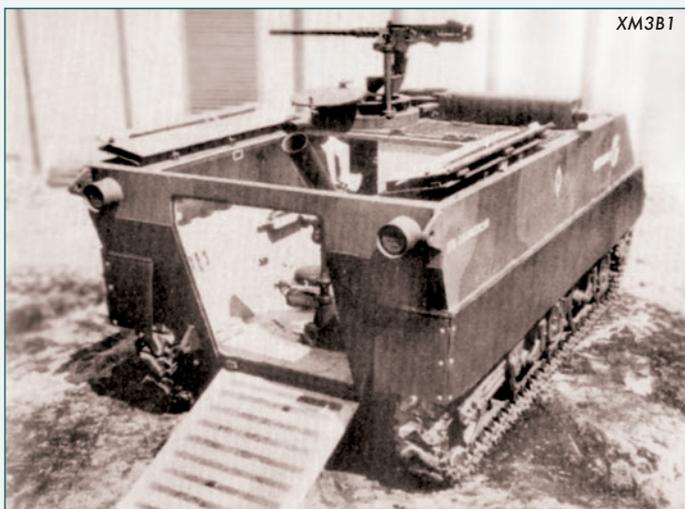
6-цилиндровый рядный дизельный двигатель Mercedes-Benz ОМ-352А с турбонаддувом обладал мощностью 172 л.с. при 2800 об/мин. Этого было достаточно для разгона ХМЗС1 массой 15 тонн по шоссе до 55 км/ч, но этот двигатель имел низкий крутящий момент на низких оборотах.



XMZS1

Во второй половине 1983 года ремонтно-эксплуатационная машина ХМЗС1 была готова и начались её испытания, в ходе которых основным недостатком этой ремонтной машины: недостаточный крутящий момент двигателя и, как следствие, сложность буксировки танков типа Х1 в ремонт - получил подтверждение. Это и послужило одной из причин отмены программы ХМЗС1.

На том же шасси от Х1 и с такой же коробчатой формой верхней части корпуса был разработан транспортёр для миномёта ХМЗВ1. Миномёт калибра 120 мм с максимальной дальностью



XMZV1

стрельбы 6,5 км устанавливался в задней части корпуса, который закрывался складывающейся крышей. Вспомогательное вооружение состояло из 12,7-мм пулемёта М2НВ Browning. Расчёт имел доступ к миномёту через откидной пандус в задней части корпуса. Однако конструкторы ХМЗВ1 неверно определили нагрузку на пол корпуса в момент выстрела. Ошибка проявилась в ходе испытаний, когда был обнаружен прогиб днища машины, причём настолько, что её стало невозможно эксплуатировать.

Бразилия в период экономического подъёма не только занималась танкостроением, но и не преминула заняться созданием своих собственных ракет. Конечно, речь не шла о межконтинентальных баллистических ракетах, а рассчитанных на тактическую дальность. Одной из них стала ракета Х-40 (разрабатывалась компанией Avibras в период с 1972 по 1975 год) массой 550 кг, в которой боевая нагрузка составляла примерно 150 кг. Однотупенчатый твердотопливный двигатель позволял поразить цель на удалении 65 км. "Поразить цель" - это сильное преувеличение, т.к. у ракеты не было системы наведения, а только стабилизатор направления полёта. Тем не менее, это было перспективное направление, и компания Bernardini занялась созданием пусковой установки на базе танка Х1. Новая машина - XLF-40 - была построена в 1976 году. У неё вместо башни была установлена вращающаяся пусковая установка с направляющими для трёх ракет. Дальность пуска зависела от наклона направляющих относительно горизонта, причём минимальная дальность пуска составляла 20 км. За работу носителя ракет отвечал командир XLF-40 и водитель, а за пуск Х-40 - два специалиста-ракетчика. Перед пуском у XLF-40 выдвигались опоры, находящиеся в передней части и задней части корпуса, затем пусковая установка выставлялась в необходимом направлении.



XLF-40 перед пуском

XLF-40 массой около 17 тонн благодаря гусеничной подвеске обладал повышенной проходимостью, но этот положительный фактор не помог принять систему на вооружение. Оказалось, что помимо низкой точности ракеты, для создания настоящего боевого подразделения необходимы помимо носителя пусковой установки различные вспомогательные машины, в том числе транспортёрщики ракет, краны для их установки на пусковую установку, машины разведки, связи и т.д. И все они должны иметь такую же проходимость (а иначе зачем делать ПУ на гусеничном шасси, а остальные на колёсном?), а всё вместе - дорого.

Построенный в единственном числе XLF-40 всё же не был списан, а использовался для пусков ракет в исследовательских целях и в 80-х годах.



В следующем номере продолжим рассмотрение бразильского танкостроения.

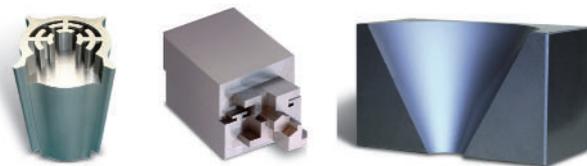
(Продолжение следует.)



# ЭЛЕКТРОИСКРОВЫЕ (электроэрозионные) СТАНКИ

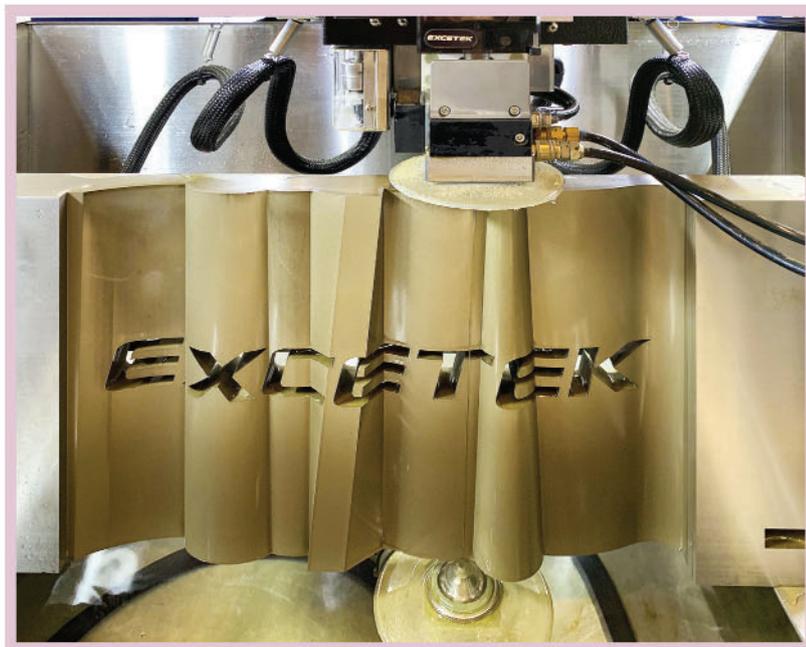
+ проволочно-вырезные  
+ прошивные  
+ супердрели

 **EXCETEK**



**ПЕРЕДОВЫЕ  
ТЕХНОЛОГИИ**

**ЭЛЕКТРОЭРОЗИИ ОТ  
ВЕДУЩЕГО ТАЙВАНЬСКОГО  
СТАНКОСТРОИТЕЛЯ  
МИРОВОГО УРОВНЯ**

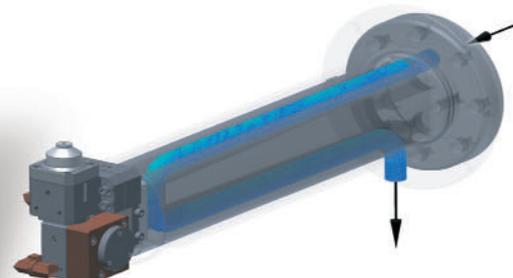


**ЭКСПОРТ В  
ДЕСЯТКИ СТРАН,  
ВКЛЮЧАЯ ЯПОНИЮ,  
США И ЗАПАДНУЮ  
ЕВРОПУ**



Ra 0,18 мкм

**ВО ВСЕХ ВЫРЕЗНЫХ СТАНКАХ:**  
*термостатирование нижнего  
кронштейна водой из гидроагрегата  
предотвращает тепловое расширение  
и повышает конечную точность.*



**CE**

# ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭНДОСКОПИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИЗМЕРИТЕЛЬНЫМ МОДЕЛИРОВАНИЕМ



ВНЕСЕН В ГОСРЕЕСТР СИ № 89037-23

