

# Двигатель

Научно-технический журнал № 4 - 6 (160 - 162 + 244) 2025



**В номере:**

Основное направление развития отечественной авиации (стр. 2).

Вихревой двигатель космического аппарата (стр. 9).

Арифметика для искусственного интеллекта (стр. 16).

Универсальный теплообменник в осесимметричной конструкции (стр. 22).

Про паровозики (стр. 25, 33).

Гипотеза о валентности (стр. 36).

Работа В.П. Глушко с коллегами в Казани (стр. 40).

Оружие XX века (стр. 46).

Копилка для энергии (стр. 62).





## 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"
- Дунин А.Ю., д.т.н.,**  
заведующий кафедрой "Теплотехника и автотракторные двигатели" МАДИ
- 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"

## 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.

Per. № 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.



# ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЕ И ВИРТУАЛИЗАЦИЯ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ ДЛЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ РОССИИ

**Юрий Яковлевич Буров,**

радиоинженер, Почётный радист, член Российского научно-технического общества радиотехники, электроники и связи имени А.С. Попова

**Аделия Юрьевна Бузова,**

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

*Рассмотрены вопросы, связанные с исследованием возможностей развития отечественной авиации. Цель исследования – определение основных трендов развития магистральной авиации в России и возможностей виртуализации испытаний авиационной техники. Методы исследования – направленный перебор и сравнительный анализ научно-технической информации с общедоступных интернет-сайтов. Результаты исследования показали и подтвердили, что основным трендом развития отечественной гражданской авиации является дальнейшее импортозамещение авионики и двигателей магистральных самолётов, а виртуализацию испытаний авиационной электронной аппаратуры можно обеспечить применением информационных технологий автоматизации систем обеспечения её надежности и качества.*

*The issues related to the study of the development possibilities of domestic aviation are considered. The purpose of the study is to identify the main trends in the development of mainline aviation in Russia and the possibilities of virtualization of aviation technology testing. The research methods are a targeted search and comparative analysis of scientific and technical information from publicly available Internet sites. The results of the study showed and confirmed that the main trend in the development of domestic civil aviation is the further import substitution of avionics and engines of mainline aircraft, and the virtualization of testing of aviation electronic equipment can be ensured using information technology automation systems to ensure its reliability and quality.*

**Ключевые слова:** авиационная техника, авионика, бортовое оборудование, виртуализация испытаний, гражданская авиация, импортозамещение, электронная аппаратура.

**Keywords:** aviation technology, avionics, avionics, test virtualization, civil aviation, import substitution, electronic equipment.

## Введение

Согласно пункту 3.1.1 раздела 3 "Термины, определения и сокращения" национального стандарта Российской Федерации "ГОСТ Р 58849-2020. Авиационная техника гражданского назначения. Порядок создания. Основные положения", "...авиационная техника гражданского назначения (авиационная техника): Создаваемые для гражданской авиации воздушные суда, авиационные двигатели, воздушные винты и предназначенные для установки на них составные части (компоненты и комплектующие изделия)..." [1]. А испытания авиационной техники необходимы, чтобы уровень её технических и эксплуатационных характеристик обеспечивал ей конкурентоспособность и возможность эффективного и безопасного применения [2].

Ужесточение антироссийских санкций обусловило и актуализировало импортозамещение авиационной техники и исследование возможностей развития гражданской авиации в России [3-5]. Сократить временные и финансовые затраты на импортозамещение этой техники можно виртуализацией её натуральных испытаний [6-7].

Цель исследования - определение основных трендов развития магистральной авиации в России и возможностей виртуализации испытаний авиационной техники. Методы исследования - направленный перебор и сравнительный анализ научно-технической информации с общедоступных интернет-сайтов.

## АВИОНИКА и АСОНИКА

Одной из составных частей авиационной техники является авионика, которая представляет собой бортовое радиоэлектронное оборудование. Согласно пункту 3.1.5 раздела 3 "Термины, определения и сокращения" национального стандарта Российской Федерации "ГОСТ Р 58849-2020. Авиационная техника гражданского назначения. Порядок создания. Основные положения", "...бортовое радиоэлектронное оборудование: Предназначенная для установки на борт воздушного судна совокупность информационных, вычислительных и исполнительных средств, полностью или частично выполняющих или использующих свои функции через соответствующее программное обеспечение в интегрированной вычислительной среде для выполне-

ния задач, связанных с использованием воздушного судна по назначению..." [1]. Заимствованный англоязычный термин "АВИОНИКА" обозначает совокупность устанавливаемых на борту летательного аппарата электронных систем радиоэлектронного оборудования, которое для своей работы излучает и/или принимает радиоволны, и электронных систем авиационного оборудования, которое во время своей работы не использует радиоволны. Этот термин появился в начале 1970-х годов, когда с развитием электронной техники стало возможным размещать автоматизированные системы на летательных аппаратах. Такие системы формируют для экипажей и автопилотов информацию, необходимую для управления полётом и обеспечения его безопасности, обеспечивая решение различных задач: от управления полётом и навигации до связи, отображения информации и бортовых вычислений. Терминалы всех систем бортового радиоэлектронного оборудования размещаются в кабинах экипажей воздушных судов также, как на российском ближнемагистральном реактивном самолёте "Sukhoi Superjet 100" (рис. 1).

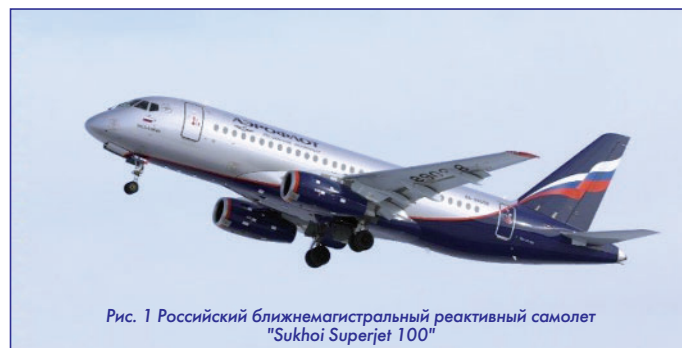


Рис. 1 Российский ближнемагистральный реактивный самолёт "Sukhoi Superjet 100"

Кабина экипажа российского ближнемагистрального реактивного самолёта "Sukhoi Superjet 100" оснащена интуитивно понятными системами индикации и органами управления, разработанными совместно с пилотами. Она сконструирована так, что позволяет управлять самолётом двум пилотам с помощью боковых ручек вместо традиционного штурвала, и предусмотрительно место для дополнительного члена экипажа (рис. 2).



Рис. 2 Расположение терминалов систем бортового радиоэлектронного оборудования в кабине экипажа российского ближнемагистрального реактивного самолёта "Sukhoi Superjet 100"



Рис. 4 Расположение терминалов систем бортового радиоэлектронного оборудования в кабине экипажа импортзамещённого ближнемагистрального реактивного самолёта "Sukhoi Superjet New"

Программа импортозамещения иностранных систем и агрегатов для российского ближнемагистрального реактивного самолёта "Sukhoi Superjet 100" была начата ещё в 2019 году, но уже в 2023 году импортзамещённый самолёт совершил первый полёт (рис. 3). На этом самолёте заменили около 40 систем и агрегатов, поэтому его вполне можно называть новым самолётом.



Рис. 3 Первый полёт импортзамещённого российского ближнемагистрального реактивного самолёта "Sukhoi Superjet 100"

Российский ближнемагистральный реактивный самолет "Sukhoi Superjet 100" стал первым российским пассажирским реактивным самолётом, который полностью спроектирован на основе цифровых технологий. На этом самолете установлена полноценная цифровая электродистанционная система управления, которая специально разработана для оптимизации управления самолётом, предотвращения выхода за пределы разрешенных параметров полёта, снижения нагрузки на экипаж и обеспечения максимальной топливной эффективности. Это первый пассажирский самолет, созданный в России после распада Советского Союза. Ещё в 2000 году было начато проектирование этого самолёта и с момента начала его производства выпущено уже более 230 самолётов.

Авионика, система электроснабжения, шасси и другие компоненты этого самолёта - всё это только отечественного производства! Этот самолёт предназначен для перевозки от 87 до 108 пассажиров на дальность до 4600 км и оснащен полностью цифровой электродистанционной системой управления полётом и системами электронной индикации и сигнализации. Авионика от французской международной промышленной группы Thales Group, выпускавшей информационные системы для российского ближнемагистрального реактивного самолёта "Sukhoi Superjet 100", заменена в импортзамещённом ближнемагистральном реактивном самолёте "Sukhoi Superjet New" на бортовой комплекс российской разработки. В результате чего вместо пяти дисплеев портретного формата с диагональю 9 дюймов на приборной доске в кабине экипажа этого самолёта - четыре широкоугольных дисплея с диагональю 15 дюймов и такой же широкоугольный дисплей вместо двух пультов управления системой управления полетом "Flight Management System" с дисплеями 2,8 дюйма (рис. 4).

Благодаря применению нового отечественного программного обеспечения систем автоматизированного проектирования (САПР) впервые в отечественном двигателестроении корректировка бортового радиоэлектронного оборудования этого самолёта была проведена только с использованием математического моделирования, хотя раньше для такой корректировки требовалось два-три цикла натурных испытаний. Использование только натурных испытаний бортового радиоэлектронного оборудования на внешние воздействующие факторы без применения математического моделирования было малоинформативно и неэффективно, так как на этапе его проектирования без применения математического моделирования не реально отслеживать большинство возможных отказов, а при натурных испытаниях практически невозможно воспроизвести все одновременно воздействующие на него внешние факторы и технически невозможно или слишком дорого проверять все критические режимы его работы. Действие этих факторов может быть непрерывным (стационарным) или периодическим, или аperiodическим и определяется назначением и местом установок компонентов систем бортового радиоэлектронного оборудования на воздушных судах или аэрокосмических кораблях, а также климатическими условиями, которые характеризуются температурой окружающей среды и интенсивностью солнечной радиации. Температура и скорость нагрева бортового радиоэлектронного оборудования под действием солнечной радиации зависят от теплопроводности и теплоёмкости материалов, из которых изготовлены элементы конструкции этого оборудования, а также размеров и цвета их поверхностей [8]. Сегодня без отечественных САПР невозможно создание современной надёжной электроники для воздушных судов и аэрокосмических кораблей многогодового применения, а значит её импортозамещение.

Активизация внедрения таких цифровых технологий, как цифровые двойники и компьютерное моделирование, может и поможет сократить объём натурных испытаний и ускорить сертификацию авиационной техники. Эти технологии используются, в частности, для создания российского турбовентиляторного перспективного двигателя тягой 8 тс ПД-8 пятого поколения, который предназначен для импортзамещённого ближнемагистрального реактивного самолёта "Sukhoi Superjet New".

Бортовая радиоэлектронная аппаратура импортзамещённого ближнемагистрального реактивного самолёта "Sukhoi Superjet New" - это комплекс систем оборудования и программного обеспечения, обеспечивающих управление полётом, навигацию, связь и индикацию информации экипажу. Импортозамещение бортового радиоэлектронного оборудования этого самолёта обусловило тенденции развития такой части авиационной техники, как авионика:

- **внедрение цифровых технологий** компьютерного моделирования и создания цифровых двойников бортовой радиоэлектронной аппаратуры;

- виртуализация натуральных испытаний бортового радиоэлектронного оборудования;

- интеграция искусственного интеллекта в системы предиктивной аналитики для прогнозирования потенциальных неисправностей бортового радиоэлектронного оборудования.

Помимо этого самолёта в рамках отечественной программы импортозамещения разрабатываются и производятся среднемагистральный пассажирский самолёт нового поколения МС-21 (рис. 5), среднемагистральный пассажирский самолёт Ту-214 (рис. 6) и модернизированная версия турбовинтового самолёта Ил-114, предназначенная для местных авиалиний Дальнего Востока, Крайнего Севера и Сибири (рис. 7), а также модернизированная версия вертолёта "Ансат" многоцелевого назначения (рис. 8).

Опытный образец среднемагистрального пассажирского самолёта МС-21 оснащён новыми российскими двигателями, российскими системами и агрегатами. На его борту установлена отечественная авионика.

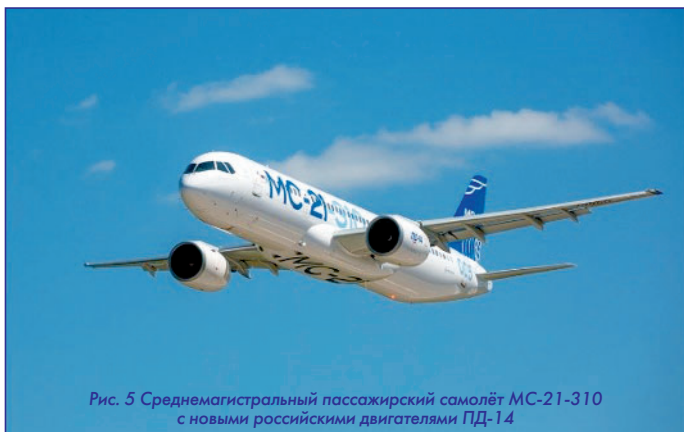


Рис. 5 Среднемагистральный пассажирский самолёт МС-21-310 с новыми российскими двигателями ПД-14

Среднемагистральный пассажирский самолёт Ту-214 - это улучшенный вариант среднемагистрального лайнера Ту-204 с усовершенствованной авионикой и рядом модификаций для специальных задач. Все его ключевые системы заменены на российское оборудование. Ключевым достижением модернизации этого самолёта стала установка на нём отечественного бортового радиоэлектронного оборудования. Он стал первым импортозамещённым самолётом, получившим одобрение Росавиации. Свидетельство об одобрении главного изменения его типовой конструкции с изменённым составом отечественного оборудования взамен импортного было выдано после положительного заключения Авиарегистра России, подтвердившего соответствие нового оборудования установленным требованиям.

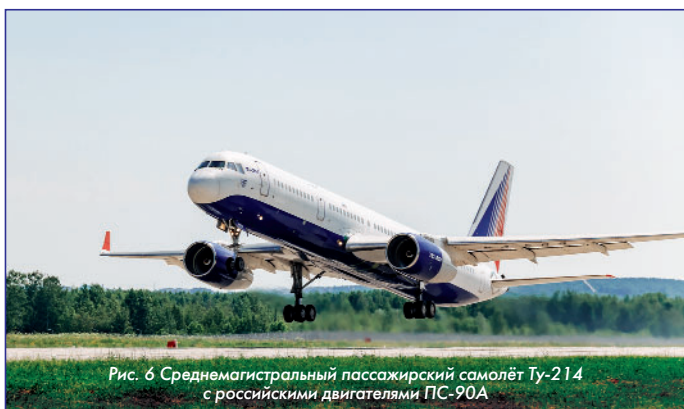


Рис. 6 Среднемагистральный пассажирский самолёт Ту-214 с российскими двигателями ПС-90А

По сравнению с оригинальным вариантом турбовинтового самолёта Ил-114, его модернизированная версия Ил-114-300 существенно переработана. В ней обновлены аэродинамика, двигателя, система управления и другие ключевые компоненты, а кабина экипажа оборудована новым цифровым пилотажно-навигационным комплексом.



Рис. 7 Региональный пассажирский самолёт Ил-114-300 с новыми российскими двигателями ТВ7-117СТ-01

Ключевой особенностью импортозамещённой версии многоцелевого вертолёт "Ансат" стал новый отечественный турбовальный двигатель ВК-650В, заменивший на этом вертолёте канадский двигатель PW207К, который перестал поставляться в Россию после введения антироссийских санкций в 2022 году. Помимо двигателя на импортозамещённом вертолёте "Ансате" появились отечественный автопилот и другие российские элементы авионики.



Рис. 8 Первый полёт импортозамещённого многоцелевого вертолёт "Ансат" с новым российским двигателем ВК-650В

Отечественная авионика может стать более конкурентоспособной путём дальнейшего применения информационных технологий автоматизированной системы обеспечения надёжности и качества аппаратуры (АСОНИКА) и её подсистем для виртуализации натуральных испытаний авиационной техники. Их применение повысит качество авиационной электронной аппаратуры (АЭА), которая является основой бортового радиоэлектронного оборудования воздушных судов и аэрокосмических кораблей, после компьютерного моделирования различных воздействий на неё с помощью подсистемы системы АСОНИКА. Причём, к этому оборудованию предъявляются различные требования в отношении технических характеристик его АЭА при минимальных габаритах и массе такой аппаратуры в разных условиях перепадов температуры, давления, вибраций и электромагнитной совместимости с другой бортовой электронной аппаратурой.

АСОНИКА успешно применяется на научно-производственных предприятиях авиационной и аэрокосмической отраслей российской промышленности как интегрированное средство расчёта тепловых, аэродинамических, механических и электрических процессов в проектируемой АЭА. АСОНИКА позволяет делать полный расчёт показателей надёжности и качества этой аппаратуры и решать задачи её диагностирования и контроля режимов её работы [9-10].

Создание и разработка информационных технологий АСОНИКА и внедрение их в авиационной и аэрокосмической отраслях российской промышленности для использования при разработке, производстве и эксплуатации АЭА обеспечили возможность её неразрушающего контроля надёжности и качества ме-

тодами компьютерного моделирования с ранних этапов проектирования АЭА до изготовления ее опытных образцов, чтобы значительно сократить и даже избежать отказа на этапе испытаний опытных образцов и сокращения количества таких испытаний. Это обеспечивает снижение финансовых затрат и затрат времени, необходимых для проведения испытаний АЭА при использовании для них АСОНИКА [10].

Результаты анализа причин недавних аварий воздушных судов и авиационных катастроф в очередной раз актуализировали проблему надёжности АЭА наряду с проблемой так называемого "человеческого фактора". Однако своевременная оценка надёжности АЭА по результатам автоматического контроля её качества на соответствие требованиям стандартов, применяемых в авиации, может и должна обеспечивать безопасность полёта при профессиональной компетентности авиационного персонала. Поэтому, чтобы повышать безопасность полёта решается двуединая задача автоматизация контроля надёжности и качества АЭА:


- разработка и применение программных моделей АЭА для ужесточения контроля её качества;
- разработка и применение программных моделей АЭА для автоматического контроля качества её работы в различных условиях эксплуатации.

Необходимость применения информационных технологий АСОНИКА обусловлена возможностью компьютерного моделирования нежелательных воздействий на АЭА для своевременного предотвращения её повреждения и отказа. Применение информационных технологий АСОНИКА позволяет и помогает создавать компьютерные модели реакции АЭА на различные воздействия сразу по нескольким её рабочим параметрам в реальном масштабе времени с учетом нежелательных воздействий спецфакторов.

### Заключение

Основными трендами развития магистальной авиации в России можно считать импортозамещение авиационной техники для гражданской авиации и разработку отечественных аналогов привычных для этой отрасли иностранных продуктов, а также применение информационных технологий автоматизации систем обеспечения надёжности и качества авионики. Использование этих технологий обусловлены возможности виртуализации испытаний авиационной техники. Эти возможности позволяют заменять дорогостоящие натурные испытания на виртуальные и тем снижать временные и финансовые затраты на её разработку.

В 2023 году на совещании по вопросам развития беспилотной авиации Президент Российской Федерации В.В. Путин заявил, что необходимо ускорить использование цифровых двойников вместо так называемых натуральных испытаний: "...Деятельность цифровой авиации возможна только в цифровой среде, потому нужно шире внедрять созданные с применением российского программного обеспечения ... цифровые платформы ... Такие платформы не только повысят уровень безопасности, они позволят радикально упростить, ускорить ... использование цифровых двойников вместо так называемых натуральных испытаний..."

Применение информационных технологий АСОНИКА для математического моделирования и виртуализации испытаний электронной аппаратуры на внешние воздействующие факторы на всех этапах её разработки, производства и эксплуатации может и сможет уменьшить риск возникновения нештатных режимов работы бортового оборудования летательных аппаратов из-за тепловых, механических и электромагнитных и радиационных воздействий на его АЭА. Внедрение подсистем АСОНИКА на промышленных предприятиях авиационной и аэрокосмической отраслей российской экономики может и должно обеспечить создание высоконадёжной отечественной АЭА с минимально допустимыми затратами и в минимально возможные сроки и позволит достичь технологического суверенитета России, курс на который обозначил Президент Российской Федерации. 

### Список источников

1. ГОСТ Р 58849-2020. Авиационная техника гражданского назначения. Порядок создания. Основные положения. М.: Стандартинформ, 2020. 62 с.
2. Бурова А.Ю. Сертификация авиационной техники: учебное пособие/ Изд. 3-е. М.: URSS Ленанд, 2021. 292 с.
3. Артющик В.Д., Тихонов А.И. Импортозамещение как эффективный инструмент восстановления авиационной отрасли России // Вестник Алтайской академии экономики и права. 2020. № 7-1. С. 13-17. DOI: <https://doi.org/10.17513/vaael.1202>
4. Гафаров Г.А., Седьмова А.Г. Возможности и проблемы импортозамещения авиационной техники в современных условиях // Научный аспект. 2024. № 6. URL: <https://na-journal.ru/6-2024-aviaciya-kosmonavtika/12739-vozmojnosti-i-problemy-importozameshcheniya-aviacionnoi-tehniki-v-sovremennyh-usloviyah>
5. Попов Д.К. Перспективы и вызовы внедрения отечественных технологий в авиостроение. Тренды импортозамещения в российской авиационной промышленности // Молодой ученый. 2024. № 48 (547). С. 108-109. URL: <https://moluch.ru/archive/547/119730>
6. Бурова А.Ю., Кочетков Н.Ю. Виртуализация испытаний электронных компонентов ДЛА программно-аппаратными средствами АСОНИКА. XXII Международная конференция "Авиация и космонавтика". 20-24 ноября 2023 года. Москва. Тезисы. М.: Перо, 2023. С. 68.
7. Малютин Н.В., Афанасьев А.С., Посысаев Е.И. Применение методов виртуальной инженерии в ходе работ по обеспечению стойкости аппаратуры к воздействию специальных факторов. Часть 3. Применение САПР АСОНИКА при испытании аппаратуры, стойкой к воздействию специальных факторов // САПР электроники. 2024. № 01 (5). С. 104-109.
8. Шалумов А.С. Искусство моделирования в САПР электроники: тепловые воздействия // САПР электроники. 2024. № 01 (5). С. 6-30.
9. Автоматизированная система АСОНИКА для моделирования физических процессов в радиоэлектронных средствах с учетом внешних воздействий. Под ред. А.С. Шалумова. М.: Радиотехника, 2013. 424 с.
10. Бурова А.Ю., Малютин Н.В., Кофанов Ю.Н. Ретроспектива и перспективы автоматизации контроля надёжности и качества авиационной электронной аппаратуры // САПР электроники. 2024. № 01 (5). С. 93-103.

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



Рис. 9 Первый с 1980-х годов полностью российский турбовентиляторный двигатель ПД-14

Некоторые фотографии статьи взяты с общедоступных интернет-сайтов

# ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

## НЕРАВНОВЕСНЫХ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ

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

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

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

*В работе приведены новые результаты по исследованию химических реакций продуктов истечения из ракетных двигателей. Показано, что предельные значения для скорости химических реакций на основании традиционных зависимостей для их скорости, полученных на базе законов действующих масс и Аррениуса определяются как 0 и  $\infty$ . Тем не менее, для газов этот интервал не соответствует действительности и был уточнен с помощью потенциала Гельмгольца и нормированного уравнения Аррениуса. Была теоретически получена кривая выгорания и представлена в виде универсальной функции насыщения.*

*The paper presents new results on the study of chemical reactions of rocket engine exhaust products. It is shown that the limiting values for the rate of chemical reactions based on traditional dependencies for their rate, obtained on the basis of the laws of the active masses and Arrhenius, are determined as 0 and  $\infty$ . However, for gases, this interval does not correspond to reality and was refined using the Helmholtz potential and the normalized Arrhenius equation. The burnout curve was theoretically obtained and presented as a universal saturation function.*

**Ключевые слова:** турбулентность, химическая неравновесность, неравновесная термодинамика, кривая выгорания, универсальная функция насыщения.

**Keywords:** chemical nonequilibrium, nonequilibrium thermodynamics, burn-off curve, universal saturation function.

Проблема неравновесной или химической термодинамики является, несомненно, актуальной и требует дальнейшего её разрешения. Ею активно занимаются российские и зарубежные авторы [1 - 3]. Разработаны весьма солидные программы по расчёту свойств и составов веществ, появляющихся в результате химических реакций и горения. Расчётным путем исследуются параметры в зависимости от температуры и энтропии. Программы максимально учитывают сложнейшие промежуточные реакции исходных веществ и радикалов, сопровождающих всю цепочку преобразований от исходных веществ (топлива) до конечного состава (продуктов сгорания). В связи с чем эти программы поистине являются весьма громоздкими и даже "монстроидальными" с огромными числами строк и столбцов рабочей матрицы, достигающими нескольких сотен и гораздо большими. К настоящему времени появилась возможность расчёта неравновесного рабочего процесса с учётом достаточно точных конечных скоростей химических реакций для всё более расширяющегося класса ракетных топлив. Это предопределяет необходимость знания все увеличивающейся номенклатуры свойств исходных компонентов: условных формул, энтальпий образования, энергий активаций и предэкспонент в законе Аррениуса. Программы используют последние достижения химической науки, базируясь на идеализации процесса и элементарных цепочках химического преобразования вещества.

Кроме того, при расчетах в программах используются: газодинамические соотношения, уравнения Рейнольдса, энергии, неразрывности для компонентов.

Такой набор исходной информации кратно пополняется при увеличении реагирующих элементов. Естественно, что этот процесс каскадообразно усложняется, что требует большой точности задания свойств и закономерностей на каждом этапе расчёта. К сожалению, таким арсеналом баз данных современная химическая наука в настоящее время не обладает. Зачастую от безысходности культивируются субъективные назначения исходных параметров и декларирование начальных и граничных условий.

Для расчётов по таким программам требуется мощная и быстродействующая электронно-вычислительная техника, современные суперкомпьютеры и физически обоснованная база данных. Естественно, что расчёты по таким программам не являются массовыми. При проектировании и создании двигательных и энергетических установок с помощью подобных программ целесообразно проводить многочасовые единичные поверочные расчёты. Такие программы широко используются в исследовательских целях. Часто этот расчётный прием является единственным после эксперимента способом исследования. В связи с чем широко

распространилось в практике проектирования понятие численного эксперимента и моделирования.

Но для проектных работ требуются инженерные методы расчёта термодинамики в целях получения свойств и составов продуктов сгорания, необходимых для получения оценочных результатов. Наиболее распространённое приближение используется в виде расчёта равновесных составов с постоянной неизменяющейся энтропией. Это приближение предполагает расчёт двух крайних случаев, минуя внутренние значения, зависящие от скорости химической реакции и температуры. К таким случаям относятся замороженное и равновесное течения. Формально первое отличается отсутствием скорости химических реакций - она принимается равной нулю. Другой крайний случай называется равновесным, и предполагается, что скорость химической реакции равна бесконечности. То есть реакция происходит скачкообразно, а топливный состав мгновенно превращается в состав из продуктов сгорания. Следует отметить, что из теории эти два крайних случая не следуют. Их назначают. В первом случае декларируется при прочих равных условиях постоянство состава, а во втором без промежуточных стадий берут стехиометрический состав. Такой подход практикуется в российских программах по расчёту термодинамики (Астра, Терра, Термо и др) и зарубежных (RPA, SEA и др).

Совершенно ясно, что сразу возникает вопрос о различиях в расчётных значениях. А они существенны. Так, например, значения теплоёмкостей могут отличаться в 2...3 раза. Поэтому в данной работе предлагается метод определения значений замороженного течения, основанный на классических подходах дифференциальной термодинамики [4] и результаты разработки инженерного метода определения локальных значений, зависящих от температуры. При этом предполагается, что правая граница расчётной области, которая считается равновесной, принимается без изменения. И считается, что скорость химических реакций будет максимально большой, но конечной и будет соответствовать температуре предельно возможной для прохождения химических реакций.

### Скорость химической реакции

Известно [5], что скорость химической реакции может быть рассчитана по формуле, полученной на базе закона действующих масс Гульдберга и Вааге и закона Аррениуса. Она записывается как производная концентрации одного из компонентов по времени и зависит от произведения концентраций реагирующих веществ и константы скорости химической реакции:

$$W = dC/d\tau = k C_A C_B,$$

где  $C_A$  и  $C_B$  - концентрации молекул А и В;  $k$  - постоянная, называется константой скорости реакции.

Константа  $k$  не зависит от концентрации реагентов и от времени, но она зависит от температуры.

Уравнение называется уравнением скорости химической реакции или кинетическим уравнением.

Путём интегрирования кинетического уравнения первого порядка можно получить зависимость концентрации реагента А (или другого) по времени:

$$C_A = C_{A0} \exp(-k\tau).$$

Итак, скорость химической реакции не является постоянной величиной. Во-первых, она может зависеть от того, по какому веществу определяется, во-вторых, она зависит от времени.

Но самой определяющей зависимостью в скорости химической реакции является зависимость от температуры.

Константа скорости химической реакции была определена Аррениусом на основании опытных данных. Он показал, что для констант скоростей реакций в общем случае справедливо уравнение:

$$\frac{d}{dT} \ln k = \frac{E}{RT^2}$$

и

$$\ln k = -\frac{E}{RT} + \text{const},$$

или окончательно:

$$k = \text{const} \cdot e^{-\frac{E}{RT}}.$$

где  $E$  - энергия активации;  $R$  - газовая постоянная;  $T$  - температура.

Закон в таком виде известен как закон Аррениуса для температурной зависимости константы скорости реакции. Константа перед экспоненциальным членом называется предэкспонент. Таким образом, зная концентрации реагирующих веществ, порядок скорости реакции и кинетические параметры, можно определить скорость химической реакции.

### Неравновесный член в уравнении движения

Подойдем к определению скорости химической реакции с другой стороны. Проанализируем уравнение движения, записанное с учётом неравновесного члена, полученное на основании анализа начал термодинамики [6].

Вначале запишем первое-второе начало термодинамики с учетом внутренней и внешней энергии:

$$\text{grad}q = \text{grad}u + \rho \text{grad} \frac{1}{\rho} + \text{grad}q_{\text{внеш}} + \text{grad}q_{\text{внутр}}.$$

Для удобства представим два правых члена в следующем виде:

$$R_{\mu} T \text{grad} \frac{q_{\text{внеш}}}{R_{\mu} T} = \frac{1}{\rho} \text{div} \Pi.$$

Здесь последний член, энергия касательных сил, записан в форме Коши.

Умножив уравнение на  $\rho^2$  и применив преобразование Лежандра для первого члена после равенства:

$$\rho^2 \text{grad}u = \text{grad}\rho^2 - u \text{grad}\rho^2,$$

получим новое уравнение:

$$\rho^2 \text{grad}q = \text{grad}\rho^2 u - u \text{grad}\rho^2 + \rho^2 \rho \text{grad} \frac{1}{\rho} + \rho^2 R_{\mu} T \text{grad} \frac{q_{\text{внеш}}}{R_{\mu} T} + \rho \text{div} \Pi.$$

Внутренняя энергия системы связана с производной импульса потока следующим важным соотношением:

$$\frac{d\rho v}{d\tau} = -\frac{1}{\rho} \text{grad}\rho^2 u,$$

характеризующим термодинамическую закономерность. Используя это уравнение, получим:

$$\rho^2 \text{grad}q = -\rho \frac{d\rho v}{d\tau} - u \text{grad}\rho^2 + \rho^2 \rho \text{grad} \frac{1}{\rho} + \rho^2 R_{\mu} T \text{grad} \frac{q_{\text{внеш}}}{R_{\mu} T} + \rho \text{div} \Pi.$$

Далее, не повторяя выкладки работы [6] и вводя энтропию, получим:

$$\rho T \text{grad}s = -\frac{d\rho v}{d\tau} - \frac{k+1}{k-1} R_{\mu} T \text{grad}\rho + \rho \text{grad} \frac{q_{\text{внеш}}}{R_{\mu} T} + \rho \text{div} \Pi.$$

Далее приводим уравнение импульсов (движения) к традиционному виду, при этом выделяем оператор - градиент от логарифма:

$$\frac{d\rho v}{d\tau} = -\rho \text{grad} \ln \left( e^{\frac{sT}{R_{\mu} T}} \right) - \rho \text{grad} \ln \left( \rho^{\frac{k+1}{k-1}} \right) - \rho \text{grad} \ln \left( e^{-\frac{q_{\text{внеш}}}{R_{\mu} T}} \right) + \text{div} \Pi;$$

$$\frac{d\rho v}{d\tau} = \text{div} \Pi - \rho \text{grad} \ln \left( \frac{\rho^{\frac{k+1}{k-1}}}{(R_{\mu} T)^{\frac{k+1}{k-1}}} e^{\frac{q_{\text{внеш}} - sT}{R_{\mu} T}} \right).$$

Для дальнейших преобразований введем в выкладки химический потенциал как удельный потенциал Гиббса, разделив его на молекулярную массу  $\mu$ . Также перейдем к универсальной газовой постоянной  $R = \mu \cdot R_{\mu}$ , а химический потенциал идентифицируем как энергию активации:

$$E = (q_{\text{внеш}} - sT) \cdot \mu.$$

После чего уравнение движения приобретает вид:

$$\frac{d\rho v}{d\tau} = \text{div} \Pi - \frac{k+1}{k-1} \rho \text{grad} \ln \left( \frac{\rho}{R_{\mu} T} e^{-\frac{sT}{R_{\mu} T}} \right).$$

Далее, вводя функцию:

$$\psi(\xi) = \frac{1}{\xi} e^{-\frac{1}{\xi}},$$

где аргументом является безразмерный температурный параметр  $\xi = RT/E$ , получим окончательно:

$$\frac{d\rho v}{d\tau} = \text{div} \Pi - \frac{k+1}{k-1} \rho \text{grad} \ln(\rho \psi(\xi)).$$

Преобразование учитывает, что константы перед экспонентой в результате операции градиент логарифма сокращаются.

Таким образом было получено уравнение движения, в котором присутствует еще один неравновесный член.

Функция  $\psi(\xi)$  является функцией насыщения и является нормированным законом Аррениуса (рис. 1). Подробно свойства этой функции представлены в работе [7].

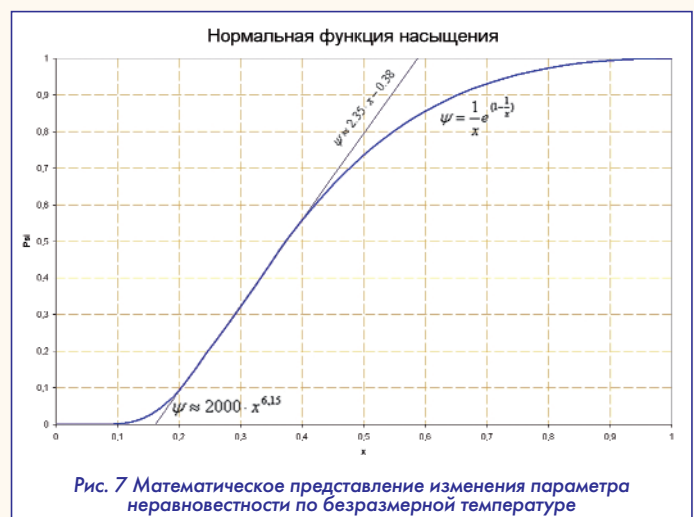


Рис. 7 Математическое представление изменения параметра неравновесности по безразмерной температуре

Функция  $\psi(\xi)$  косвенно характеризует изменение скорости химической реакции. В нуле ( $T = 0$ ) она равна нулю и соответствует замороженному течению. А при  $\xi = 1$ , когда  $T = E/R$ , она соответствует равновесному течению. Величина  $T$  достаточно большая  $\sim 22\ 000$  К, что может её характеризовать как стремящуюся к бесконечности. То есть скорость реакции тоже стремится к бесконечности.

Но! Что означает в данном случае замороженное течение. Если температура стремится к абсолютному нулю, то в соответ-

ствии с третьим законом термодинамики энтропия стремится к нулю, то есть к равновесию, к ситуации, когда химические реакции уже идти не могут. Всё правильно, но для газов необходимы другие ограничения. Рассмотрим их подробнее ниже.

### Левая граница интервала химических реакций

Левую границу интервала, в котором находится массив значений скоростей химических реакций, определим из условия конечности потенциала Гельмгольца. Известно, что если свободная энергия конечна и не равна нулю, то возможна и идет химическая реакция. Это условие также соответствует минимуму потенциала Гиббса. С другой стороны, чем больше потенциал Гельмгольца, тем энергичнее идет химическая реакция. Если потенциал Гельмгольца равен нулю, то скорость химической реакции также равна нулю и течение считается замороженным.

Запишем потенциал Гельмгольца в общем виде как разность внутренней энергии системы и связанной энергии:

$$F = U - sT.$$

Приравняем потенциал Гельмгольца к нулю и зафиксируем левую границу:

$$U - sT = 0, \text{ тогда } U = sT.$$

Учитываем, в соответствии с молекулярно-кинетической теорией, что:

$$U = \frac{3}{2} R_{\mu} T = sT, \text{ а также } U = \frac{1}{k-1} R_{\mu} T = c_v T.$$

Тогда при:

$$c_v = \frac{1}{k-1} R \text{ получаем } \frac{1}{k-1} R_{\mu} T - \frac{3}{2} R_{\mu} T = 0.$$

При этом  $k=5/3=1,666\dots$

Полученное значение показателя адиабаты соответствует элементам восьмой группы таблицы Менделеева (He, Ne, Ar, Kr, Xe, Ru), то есть благородным нейтральным газам, которые не вступают в реакцию с другими веществами и являются инертными.

Далее считаем, что если в природе кроме инертных газов найдутся вещества, у которых показатель адиабаты равен и больше  $\sim 1,67$ , то эти вещества будут также инертными и не будут вступать в химические реакции.

В работе [8] такие вещества были найдены. При определенных значениях давления и температуры некоторые вещества из активных могут превратиться в пассивные к химическим реакциям и наоборот. Такие вещества как  $N_2$ ,  $NH_3$ ,  $H_2$ , воздух,  $CH_4$ ,  $C_3H_8$ ,  $CO_2$ ,  $CO$ ,  $C_2H_4$  и даже агрессивный кислород  $O_2$  становятся пассивными. И наоборот He, Ar и Kr становятся активными и вступают в химические реакции, благодаря которым известны такие соединения, как: дифторид криптона  $KrF_2$ , тетрафторид криптона  $KrF_4$ , криptonат бария  $BaKrO_4$  и другие.

В практике испытаний ракетных двигателей был отмечен случай невозгорания метана  $CH_4$ . Предлагаемая теория объясняет этот факт. Ведь при температуре  $\sim 273$  К и давлении  $\sim 100$  атм, что и наблюдалось при запуске, показатель адиабаты был равен 1,7.

На основании изложенной теории можно считать, что зависимость  $\psi(\xi)$  является безразмерной кривой выгорания. **П**

### Перечень источников

1. Молчанов А.М. Математическое моделирование гиперзвуковых гомогенных и гетерогенных неравновесных течений при наличии сложного радиационно-конвективного теплообмена: монография. М.: Издательство МАИ, 2017. 159 с.
2. Гидаспов В.Ю., Северина Н.С. Некоторые задачи физической газовой динамики. М.: Издательство МАИ, 2016. 195 с.
3. Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе. М.: Мир, 1990 г. 292 с.
4. Кириллин В.А., Сычев В.В., Шейндлин А.Е. Техническая термодинамика. М.: Энергоатомиздат, 1983. 416 с
5. Хитрин Л.Н. Физика горения и взрыва. М.: Изд. Московского университета, 1957. 442 с.
6. Кочетков Ю.М. Турбулентность: четвертое начало термодинамики или первое начало термогазодинамики // Двигатель. 2016. № 4-5. С. 24-26.
7. Кочетков Ю.М., Кочетков Н.Ю. Турбулентность: математический анализ релаксационных процессов // Двигатель. 2020. № 3. С. 12-17.
8. Кочетков Ю.М. Турбулентность реальных газов. Благородное уравнение газовой динамики // Двигатель. 2017. № 1. С. 14.

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

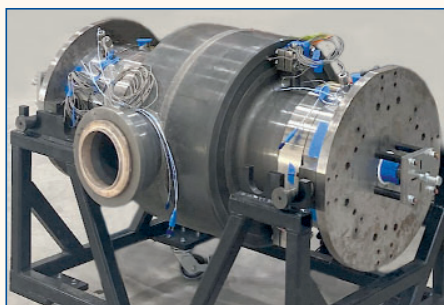
## ИНФОРМАЦИЯ. Сверхкритический диоксид углерода

Сверхкритическое состояние диоксида углерода ( $sCO_2$ ) достигается при температуре около  $31^\circ C$  и давлении чуть более 70 ат. В этом состоянии  $sCO_2$  сочетает свойства жидкости и газа: оно заполняет объем как газ, но обладает высокой плотностью, как жидкость. При этом имеет гидравлическое сопротивление меньшее, чем пар, но большую движущую силу, что делает углекислоту в сверхкритическом состоянии эффективным рабочим телом для турбин. Подсчитано, что конструкция турбины, работающей на  $sCO_2$ , гораздо компактнее, чем паровая или газовая такой же мощности.

Для проверки этой технологии учёные Юго-Западного исследовательского института в США разработали 16-мегаваттную трёхступенчатую турбину, имеющую высокую удельную мощность порядка 200 кВт/кг.

Работы по замене водяного пара на углекислый газ в сверхкритическом состоянии начались в институте ещё в 2013 г. В 2018 г. приступили к строительству демонстрационной установки, испытания которой начались в 2024 году.

Так как углекислый газ в сверхкритическом состоянии более агрессивная среда в



сравнении с водяным паром, то пришлось применять новые материалы, такие как, например, сплав инконель-725 (никель-хром-молибден-ниобий) для изготовления труб, статора и ротора турбины. Причём ротор с лопатками изготовлен как единое целое.

На первой фазе тестирования турбина достигла номинальной частоты вращения



ротора 27 000 об/мин при давлении рабочего тела 250 ат и температуре  $500^\circ C$ . При этом энергоустановка достигла мощности около 4 МВт. Конечно, для повышения мощности установки до 10 МВт потребуются повышать давление рабочего тела до 300 ат.

Несмотря на то, что эксперименты с  $sCO_2$  в качестве рабочего тела ещё продолжаются, американская компания NET Power планирует в 2027 году построить коммерческую электростанцию мощностью 300 МВт.

Пока в США только планируют построить коммерческую станцию, то в Китае такая станция под названием "Чаотан-1" уже начала работу на сталелитейном заводе. Её два блока мощностью по 15 МВт утилизируют остаточное тепло сталелитейного производства. Данный проект демонстрирует не только практическую реализуемость технологии  $sCO_2$ , но и открывает путь к эффективному использованию для генерации энергии средних и малых источников тепла.

Представляет интерес применение таких установок для совместной работы с малыми модульными атомными реакторами, что позволит ещё больше уменьшить отводимые под АЭС земельные площади. **П**

# ВИХРЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Андрей Петрович Ушаков, к.т.н., ООО "МикроДжет"

*В работе предложены возможные конструкции вихревого двигателя, принцип работы которого основан на возможности создания нескомпенсированной силы при комбинированном теплообмене изолированного вихря с окружающей средой.*

*The paper proposes possible designs of a vortex engine, the operating principle of which is based on the possibility of creating an uncompensated force during the combined heat ex-change of an isolated vortex with the environment.*

**Ключевые слова:** вихревой двигатель, нескомпенсированная сила, основные составляющие вихревого двигателя, особенности размещения на космических аппаратах.

**Keywords:** vortex engine, uncompensated force, main components of the vortex engine, features of placement on spacecraft.

## Введение

Как известно, разработка новых типов двигателей космических аппаратов (КА) является одной из актуальных задач современного ракетостроения.

В этом контексте, весьма интересным является проект вихревого двигателя (ВД), работа которого основана на описанном в предыдущем номере журнала, а также в работе [1] эффекте возникновения нескомпенсированной силы, возникающей при комбинированном теплообмене вязких слоев газового вихря с окружающей средой.

Предварительные проработки показывают, что совокупность возможностей такого типа двигателя КА обеспечивают ему ряд принципиальных и качественных преимуществ, по сравнению с существующими типами реактивных космических двигателей, принцип работы которых был предложен еще во времена Древней Греции (Героном Александрийским), более 2000 лет тому назад.

В зависимости от способа подвода тепла (энергии), конструкция вариантов исполнения ВД может быть различной.

Например:

1. Она может быть выполнена по традиционному принципу - с преобразованием солнечного излучения в электроэнергию, а затем в тягу.

2. С прямым преобразованием солнечного или иного источника излучения (тепла) в тягу.

3. С преобразованием тепла от внутреннего трения в тягу и т.д. Возможные варианты каждой из этих компоновок приведены далее.

## 1 ВД с электронагревом

На рис. 1 представлен вариант конструкции ВД с электронагревом, обеспечиваемым энергией от солнечных батарей, обычно используемых при полетах во внутренних областях солнечной системы (до Марса) и в околоземном пространстве.

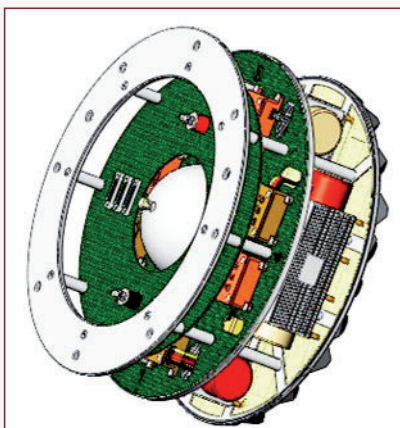


Рис. 1 Внешний вид вихревого двигателя с питанием от электросети КА (проект)

которой располагаются элементы управления двигателем (преобразователи датчиков, микропроцессоры управления вихревыми двигателями и др.) (поз. 3); рамы с расположенными на ней вихревыми двигателями и баллоном запаса рабочего тела (РТ) (поз. 4, 7, 8 и рис. 3); теплового экрана и радиатором, являющимся, одновременно, коллектором отвода охладителя к внешним радиаторам, располагаемым на наружной поверхности КА.

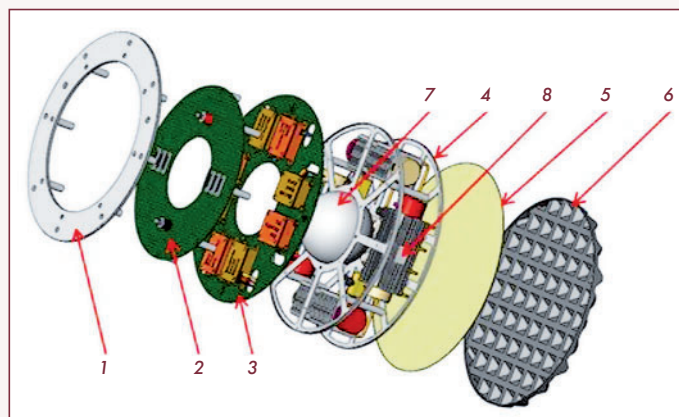


Рис. 2 Разнесенная сборка ВД с электронагревом:  
1 - привалочный шпангоут; 2 - коммутационная плата; 3 - плата управления;  
4 - силовая рама с двигателями и баллоном запаса рабочего тела; 5 - тепловой отражатель; 6 - встроенный радиатор; 7 - бак с запасом РТ; 8 - двигатели

На силовой раме, вид сверху которой приведен на рис. 3, размещаются четыре вихревых двигателя, расположенных по периферии, попарно параллельно друг к другу, вокруг бака с запасом РТ.

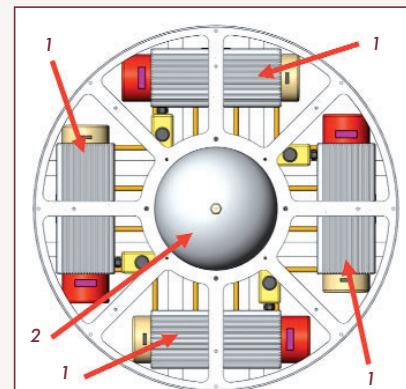


Рис. 3 Вид силовой рамы сверху с расположенными на ней четырьмя вихревыми двигателями (1) и баком запаса РТ (2)

Такое их расположение не только компактно, но и позволяет, если это потребуется, стабилизировать КА, и управлять его угловой ориентацией, по углам рыскания и тангажа.

Компоновка (расположение) такого двигателя на КА, предусматривает возможность его размещения в любом месте КА, в том числе внутри обитаемых отсеков и/или вблизи его ЦТ (рис. 4).

При этом он может быть выполнен как в моноблочном исполнении, так и в кольцевом (со свободным пространством внутри, рис. 5), и в распределенном, при котором его отдельные элементы размещаются в разных местах КА, рис. 6.

Применение подобных ВД с электропитанием от солнечных батарей позволит решить многие задачи, стоящие перед современной космической техникой в околоземном пространстве и во внутренних областях солнечной системы.

К числу таких задач, можно отнести:

- очистка околоземного пространства от космического мусора;

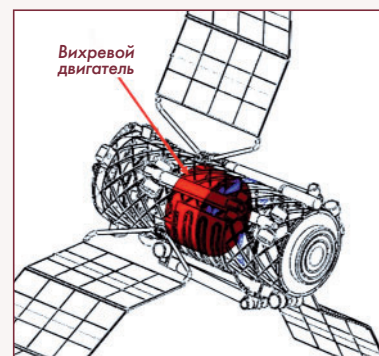


Рис. 4 Размещение ВД внутри КА вблизи его ЦТ

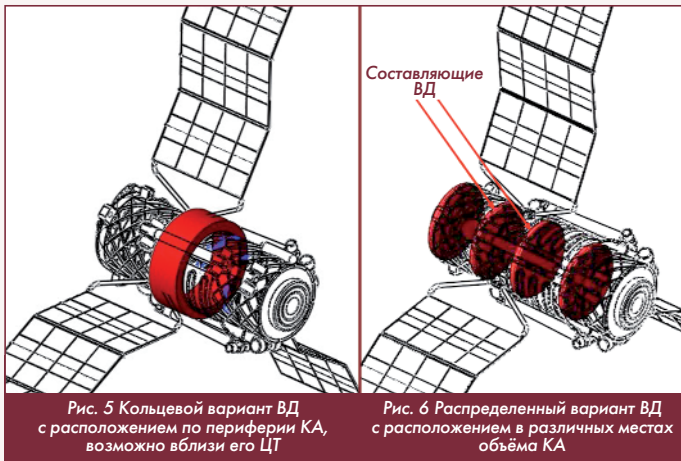


Рис. 5 Кольцевой вариант ВД с расположением по периферии КА, возможно вблизи его ЦТ

Рис. 6 Распределенный вариант ВД с расположением в различных местах объема КА

- обслуживание много спутниковых группировок;
- создание постоянных, автономных пристанционных спутниковых группировок;
- челночные полеты к Луне и Марсу.

**2 ВД с прямым теплоподводом**

Весьма интересным представляется возможность прямого преобразования в ВД тепловой энергии в силу.

Это позволяеткратно увеличить КПД космических ДУ, который на сегодня, в следствии многоступенчатого преобразования теплового (солнечного или ядерного) излучения, не превышает 15...25 % (см. рис. 7).

Использование ВД в составе ДУ КА с прямым преобразованием тепла в тягу, схема которой приведена на рис. 8, позволяет:

- существенно упростить схему такой установки, поскольку для её работы требуется только тепловая энергия;
- существенно увеличить КПД преобразования тепловой энергии в тягу, вплоть до 95 % (т.е. в разы).

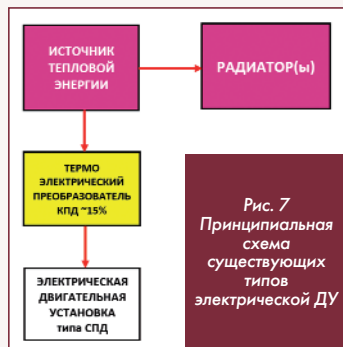


Рис. 7 Принципиальная схема существующих типов электрической ДУ



Рис. 8 Принципиальная схема двигательной установки с ВД

**2.1 ВД с внешним теплоподводом**

На рис. 9, приведен возможный вариант ВД с прямым преобразованием тепловой энергии от солнечного излучения в тягу.

В случае использования внешнего теплового источника в виде Солнца для КА потребуются новые типы солнечных батарей, улавливающих солнечное излучение и преобразующих его тепло.

Мощность солнечного излучения на орбите Земли может быть достаточно большой, около 1,3 кВт/м<sup>2</sup>. Откуда, для создания тяги в 1Н (при удельном энергопотреблении 150 Вт/г тяги) потребная площадь таких батарей будет относительно незначительной и составлять около 11 м<sup>2</sup>.

Причем тыльная сторона этих батарей может использоваться в качестве радиатора для рассеивания тепла.

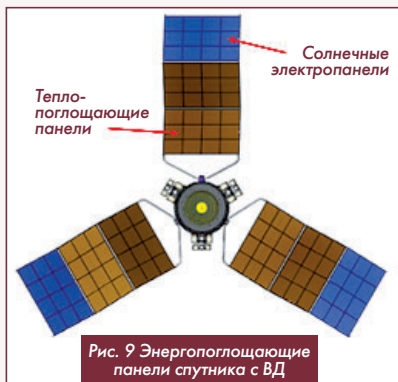


Рис. 9 Энергопоглощающие панели спутника с ВД

Для примера, площадь солнечных батарей спутников Starlink V2 Mini, использующие ионные двигатели на ксеноне или криптоне тягой около 170 мН составляет 52,5 м<sup>2</sup> [2].

В ряде случаев разные типы солнечных батарей могут быть объединены в единое целое (см. рис. 9).

**2.2 ВД с теплоподводом от внутреннего источника энергии**

В случае использования внутреннего теплового источника (РИТЕГ или ядерного реактора) возможный вид такой ЯДУ с ВД с прямым преобразованием тепловой энергии в тягу приведен на рис. 10.

Описанный ДУ может быть выполнен в виде единого блока, состоящего из собственно источника тепловой энергии (РИТЕГ или ядерный реактор), ВД, радиаторов сброса остатков тепловой энергии и тепловых труб, передающих тепловую энергию и тепловых труб "сброса" остатков тепловой энергии от ВД к радиаторам охлаждения.

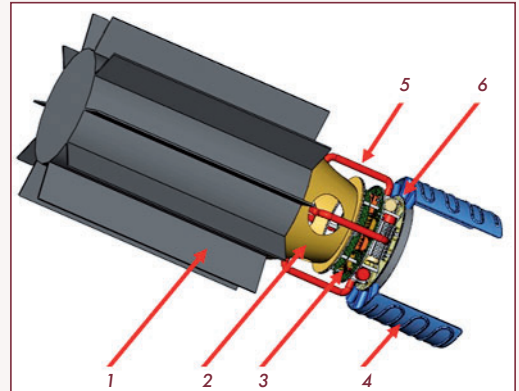


Рис. 10 Внешний вид вихревого двигателя с подводом тепловой энергии от бортового РИТЕГ: 1 - РИТЕГ; 2 - переходной отсек; 3 - вихревой двигатель; 4 - бортовой радиатор отвода тепловой энергии; 5 - тепловые трубы подвода тепловой энергии от РИТЕГ к двигателю; 6 - тепловые трубы отвода тепловой энергии от двигателя к внешним радиаторам

Благодаря тому, что КПД преобразования тепла в тягу для предложенной ДУ составляет более 90 % возможно существенное уменьшение потребной площади радиаторов, сбрасывающих излишки тепла в космос, их размеры и конечную массу (в разы), которые для ядерных ракетных двигателей, пока, представляются весьма значительными (см. рис. 11).

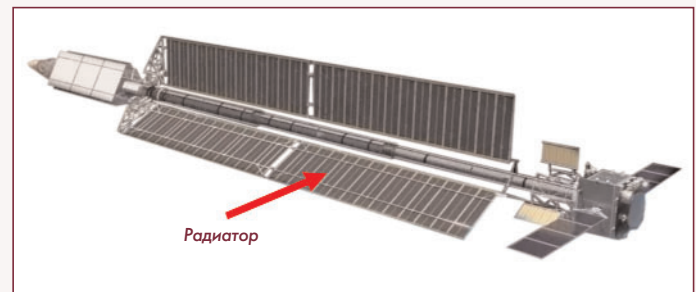


Рис. 11 Ядерный буксир "Зевс" с электроракетными двигателями ИД-500 (проект)

Предварительные расчеты показывают, что использование ВД совместно с ядерной энергетической установкой (ЯЭУ) способно создавать тягу в течение всего времени полета, обеспечивая постоянные челночные миссии к Луне и Марсу, а также существенным образом сокращая время дальних космических миссий к периферийным областям солнечной системы.

В качестве примера, на рис. 12 приведена зависимость времени полета космических аппаратов различной массы от дальности миссий при тяге двигателя в 1Н, что соответствует потребляемой тепловой мощности приблизительно в 15...20 kW, при удельном энергопотреблении 150...200 Вт/г тяги.

**3 ВД с внутренним выделением тепловой энергии**

Поскольку тяга ВД обеспечивается лишь тепловыми условиями около стенок вихревого канала, то возможна и более простая конструкция ВД, использующего тепловую энергию, выделяемую благодаря внутреннему трению при генерации вихря.

Принцип работы такого ВД основан на разной тепловой проводимости стенок отдельных секторов вихревого канала.

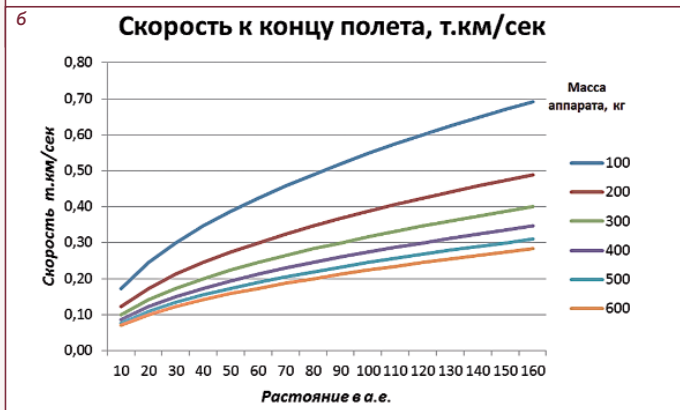
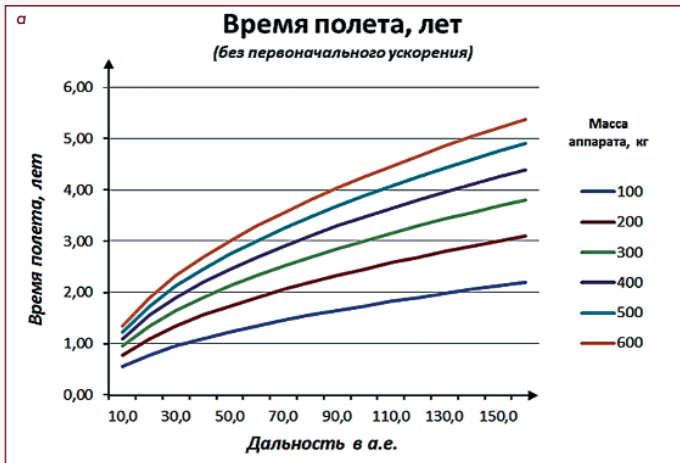


Рис. 12 Время (а) и скорость (б) к концу полета к различным областям солнечной системы КА с ВД при тяге 1Н без первоначального разгона и гравитационных маневров (Марс - 1,524 а.е.; Юпитер - 5,20 а.е.; Сатурн - 8...10 а.е.; Плутон - 39,5 а.е.; пояс Койпера - 50 а.е.; облако Оорта - 100 а.е.)

Это можно обеспечить:

- использованием различных материалов для изготовления разных секторов вихревого канала (см. рис. 13);
- размещением вихревого канала и завихрителя с некоторым эксцентриситетом;
- разной толщиной различных секторов вихревого канала.

Конечно, тяга подобных ВД, с "пассивным" энергоподводом, будет значительно меньше, чем тяга вариантов ВД с принудительным энергоподводом, но они также могут найти свое применение для привода КА малой массы. Например, для КА типа CubeSat (рис. 14), где габариты двигателей - одно из главных ограничений, а потребная тяга измеряется от десятков микроныютонов (мкН) до десятков миллиныютонов (мН) [3].

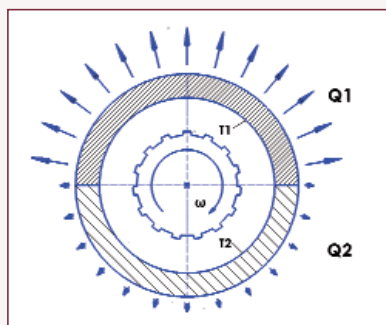


Рис. 13 Создание разной температуры стенок вихревого канала ВД благодаря разной теплопроводности материала стенок вихревой камеры ( $\lambda_1 > \lambda_2$ ;  $Q_1 > Q_2$ ;  $T_1 < T_2$ ; Q - удельный тепловой поток; λ - теплопроводность; T - температура; ω - направление вращения)

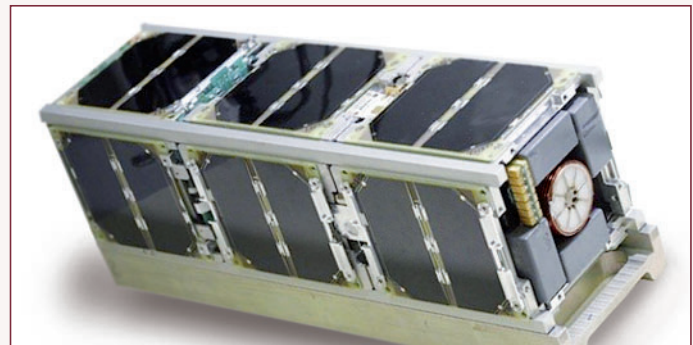


Рис. 14 CubeSat с плазменной двигательной установкой VERA тягой 20 мкН [4]

#### 4 Другие возможные варианты конструктивного исполнения ДУ с ВД

Хотелось бы отметить, что в данной работе описаны лишь три возможных варианта конструктивного исполнения ВД, ориентированных для использования на КА различного назначения, в качестве основной ДУ. В действительности их может быть значительно больше. Например, путём сочетания ВД с традиционными типами электрических двигателей, отличающихся меньшей инерционностью, что может быть важным фактором при маневрах вблизи различных космических объектов.

#### Заключение

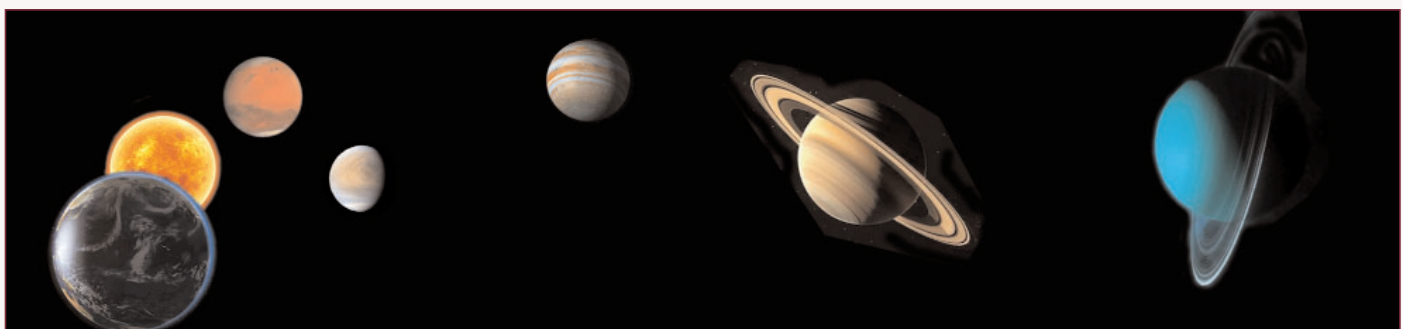
Можно сказать, что внедрение ВД в повседневную практику позволит не только упростить выполнение уже освоенных космических миссий, но и дополнить их список теми, которые на сегодняшний день при помощи традиционных реактивных двигателей выполнить затруднительно или практически невозможно. При этом появляются значительные экономические выгоды, усиливается коммерческая привлекательность космических проектов, обусловленные:

- увеличением полетного ресурса ДУ КА и, как следствие, уменьшением количества потерь спутников на низких околоземных орбитах и потребных запусков ракет-носителей;
- реализацией коммерчески выгодных проектов, например:
  - создание автономных мультизадачных спутников, которые длительное время способны выполнять различные миссии;
  - уборка космического мусора;
  - доразгон КА, длительное время находящихся на орбите;
  - изменение наклона орбиты в широком диапазоне;
  - сокращение времени длительных космических миссий и, как следствие, снижение затрат на их наземное сопровождение. ▮

#### Перечень источников

1. Ушаков А.П. Влияние принудительного неравномерного теплообмена на поле давления, действующего на стенки осесимметричного вихревого канала // Научные открытия. Сибирь. 2025. № 3.
2. Спутник Starlink V2 Mini. / <https://www.ixbt.com/news/2023/02/27/starlink-v2-mini-27-2023.html>
3. Двигательная установка для кубсатов VERA / [https://www.dlab.ru/dlab\\_spacotech.html](https://www.dlab.ru/dlab_spacotech.html)

Связь с автором: +7(931) 232-8078  
au58@mail.ru



# МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

## ХИМИЧЕСКАЯ АКТИВНОСТЬ ВЕЩЕСТВ И ИХ ИНЕРТНОСТЬ

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

*В работе представлены результаты систематического анализа и обобщения свойств продуктов сгорания ракетных топлив, изложенных в фундаментальных справочниках с таблицами и описаниями. С помощью методов искусственного интеллекта проанализированы численные табличные зависимости показателей адиабаты от давления и температуры и представлены в виде аппроксимационных непрерывных поверхностей. Выделены зоны перехода веществ из химически активной в инертную. Получены пограничные линии перехода для компонентов топлива ЖРД кислорода и метана. Определена точка пересечения этих линий, которая характеризует отсутствие химической активности топлива. The paper presents the results of a systematic analysis and generalization of the properties of rocket fuel combustion products, as described in fundamental reference books with tables and descriptions. Using artificial intelligence methods, the numerical tabular dependencies of the adiabatic indices on pressure and temperature were analyzed and presented as continuous approximation surfaces. The zones of transition from chemically active to inert substances were identified. The boundary lines of transition for the fuel components of oxygen and methane were obtained. The intersection point of these lines was determined, which characterizes the absence of chemical activity in the fuel.*

**Ключевые слова:** механика сплошных сред, границы химической активности топлива, инертные газы.  
**Keywords:** continuum mechanics, fuel chemical activity boundaries, and inert gases.

В работе [1] показано, что решающую роль в определении активности любого вещества играет показатель адиабаты  $k$ , который определяется отношением теплоёмкостей при постоянном давлении и постоянном объёме. При умножении на температуру он превращается в отношение энтальпии к внутренней энергии. Эти два энергетических параметра порождают два фундаментальных термодинамических потенциала имени Г.Л.Ф. фон Гельмгольца Дж.В. Гиббса - свободную энергию и свободную энтальпию. Конечность этих потенциалов ставит границы существования между активными и инертными веществами. В процитированной работе получено, что потенциал Гельмгольца будет равен нулю и при этом наступит химическое равновесие, а химические реакции прекратятся в случае, если показатель адиабаты примет значение пять третьих или будет равен величине  $1,66666\dots$  ( $1,67$ ). Но это значение присуще одноатомным инертным газам. Часто в практической деятельности слышен разговор о том, что азот является нейтральным газом или в каких-то случаях метан не зажигается. Эти слухи не беспочвенны. В работе [2] показано, что многие химически активные газы при определенных давлениях и температуре становятся инертными. Даже агрессивный кислород, находясь в определенных условиях становится "благородным". Это происходит тогда, когда его показатель адиабаты достигает уровня  $1,67$ . Аналогичная картина происходит и с инертными газами, когда их показатель адиабаты снижается ниже величины  $1,67$  - их традиционного уровня. При этом существуют химические соединения с их участием. Прежде, чем перейти к основной части работы, сделаем нетрадиционно большую ссылку, на приведенную в интернете большую фундаментальную подборку Руслана Анатолиевича Кипера. Поскольку в работе не представлено никаких ссылок на официальные издания, авторы настоящей статьи оставляют предостереженные достижения на авторитете их автора - Р.А. Кипера.

### Соединения благородных газов

Благородными называют элементы, которые проявляют низкую химическую активность, например, благородные металлы: золото, платина. Но есть группа элементов, у которых "благородность" достигает наибольшей степени - это благородные газы. Далее дается ссылка на оригинальный текст.

"До 1962 года считалось, что благородные газы не способны вступать ни в какие химические реакции и поэтому они называ-

лись инертными газами. Для них были получены только клатратные соединения, где молекулы газов заключены в кристаллическую решетку другого вещества. Но в 1962 году Нил Бартлетт исследуя свойства гексафторида платины  $PtF_6$  обнаружил, что этот сильный окислитель способен реагировать с кислородом воздуха с образованием гексафторплатината диоксигенила  $O_2PtF_6$ . Поскольку потенциалы ионизации ксенона и кислорода близки, он решил провести опыт с ксеноном и получил первое химическое соединение благородного газа, которому он приписал строение  $XePtF_6$ . Значительно позже был уточнен состав данного вещества, которое оказалось смесью  $XeF[PtF_6]$ ,  $XeF[Pt_2F_{11}]$  и  $PtF_5$ . Сразу после этого были синтезированы фториды ксенона и криптона, и началось бурное развитие химии благородных газов. Интересно, что достижения химии 60 - 70-х годов отражены почти в каждом учебнике, а современные исследования описаны довольно скупо, хотя к настоящему времени известно более 500 соединений благородных газов. Попробуем заполнить этот пробел.

### Фториды благородных газов и их ионные формы

Фтор не реагирует с благородными газами при обычных условиях, но при нагревании под давлением, особенно в присутствии катализаторов удается получить три фторида ксенона:  $XeF_2$ ,  $XeF_4$ ,  $XeF_6$ . Также могут быть использованы электрический разряд и ультрафиолетовое облучение. Для получения дифторида криптона  $KrF_2$  требуется уже электроразряд, ультрафиолетовое или радиоактивное излучение в течение длительного времени при сильном охлаждении. Фторид радона тоже был получен при нагревании фтора с радоном, но из-за сильной радиоактивности радона, даже неизвестна точная формула вещества, предположительно был получен  $RnF_2$ . Описаны также получение солей предположительно  $RnF^+$ , полученные реакцией радона с солями диоксигенила и другими подобными окислителями. Возможно существуют  $RnF_4$ ,  $RnF_6$ . В начальный период исследований были "получены" также соединения, которые позже не были подтверждены другими исследователями:  $XeF_8$ ,  $KrF_4$ ,  $BaKrO_4$ ,  $Xe(OH)_4$ , стабильные при комнатной температуре  $XeCl_2$ ,  $XeCl_4$ . Все фториды благородных газов обладают сильными окислительными свойствами. Особенно в этом отношении отличается фторид криптона (III), который способен окислять практически все элементы до высших фторидов при низких температурах. К примеру с его помощью были получены фторид золота (V)  $AuF_5$ , фторид празеодима (IV)  $PrF_4$ , катионы

гексафторхлора (VII)  $\text{ClF}_6^+$  и гексафторброма (VII)  $\text{BrF}_6^+$ . Дифторид криптона и его катионные формы являются самыми сильными из всех окислителей, которые можно хранить в лаборатории. Комплексы дифторида криптона реагируют с кислородом воздуха с образованием солей диоксигенила, а с трифторидом азота образуют соли тетрафтораммония. Фториды ксенона являются устойчивыми при обычной температуре кристаллическими веществами. Дифторид криптона при комнатной температуре разлагается на фтор и криптон, поэтому его хранят при сильном охлаждении. Дифторид ксенона, как самый слабый и малоактивный из фторидов ксенона, нашел применение как мягкий фторирующий агент в неорганическом и органическом синтезе. Сейчас он продается как довольно дорогой реактив, в тефлоновых баночках. Фториды ксенона и криптона дают много соединений с фторидами, обладающими свойствами кислот Льюиса:  $[\text{FXeNCCH}_3][\text{AsF}_6]$ ,  $[\text{FKrNCCF}_3][\text{AsF}_6]$ ,  $[\text{HCNKRf}][\text{AsF}_6]$ ,  $[\text{KrF}][\text{ЭF}_6]$  (где Э = As, Sb, Ta, Ru, Rh, Pt, Au, Bi),  $[\text{KrF}][\text{Э}_2\text{F}_{11}]$  (где Э = Nb, Ta, Ru, Pt, As, Sb),  $[\text{Kr}_2\text{F}_3][\text{ЭF}_6]$  (где Э = Ta, Au, As, Sb),  $[\text{XeF}][\text{Э}_2\text{F}_{11}]$  (где Э = Nb, Ta, Ru, Pt, Ir, Sb, Bi),  $[\text{XeF}][\text{ЭF}_6]$  (где Э = Nb, Ta, Ru, Os, Pt, Ir, Au, As, Sb, Bi),  $[\text{Xe}_2\text{F}_3][\text{ЭF}_6]$  (где Э = Ta, Ru, Os, Pt, Ir, Au, As, Sb, Bi),  $[\text{Xe}_2\text{F}_{11}][\text{OsO}_3\text{F}_3]$ ,  $[(\text{Xe}_2\text{F}_{11})_2][\text{NiF}_6]$ ,  $[\text{XeF}_5][\text{OsO}_3\text{F}_3]$ ,  $[\text{XeF}_5][\text{F}(\text{OsO}_3\text{F}_2)_2]$ ,  $[\text{XeF}_5][\text{ЭF}_6]$  (где Э = Pt, Ru, As, Sb),  $[\text{Xe}_2\text{F}_{11}][\text{ЭF}_6]$  (где Э = Pt, Ru, Au, V, P, As),  $[\text{XeF}_5][\text{P}_2\text{F}_6]$ . Несмотря на то, что тетрафторид ксенона не склонен проявлять донорно-акцепторные свойства, но и для него удалось получить несколько катионных и анионных форм:  $[\text{XeF}_3][\text{Sb}_2\text{F}_{11}]$ ,  $[\text{XeF}_3][\text{SbF}_6]$ ,  $[\text{XeF}_3][\text{Bi}_2\text{F}_{11}]$ ,  $[\text{XeF}_3][\text{BiF}_6]$ ,  $[\text{XeF}_3][\text{AsF}_6]$ ,  $[\text{XeF}_3\text{HF}][\text{Sb}_2\text{F}_{11}]$ ,  $\text{M}[\text{XeF}_5]$  (где M = Na, K, Rb, Cs,  $(\text{CH}_3)_4\text{N}$ , NO). Гексафторид ксенона легко присоединяется к фторидам с образованием двух рядов солей: легко термически разлагаемые  $\text{M}[\text{XeF}_7]$  (где M = Rb, Cs,  $\text{NF}_4$ ) и более устойчивые  $\text{M}_2[\text{XeF}_8]$  (где M = Na, K, Rb, Cs, NO,  $\text{NF}_4$ ).  $\text{Cs}_2[\text{XeF}_8]$  разлагается лишь выше 400 °С. Структурно изучен  $\text{NO}_2[\text{Xe}_2\text{F}_{13}]$ . Получены также молекулярные аддукты фторидов ксенона и криптона, такие как  $\text{XeF}_2\cdot\text{XeF}_4$ ,  $\text{XeF}_2\cdot\text{XeOF}_4$ ,  $\text{XeF}_2\cdot\text{WOF}_4$ ,  $[(\text{XeF}_5)[\text{CrF}_5]]_4\cdot\text{XeF}_4$ ,  $\text{XeF}_2\cdot\text{VF}_5$ ,  $\text{KrF}_2\cdot\text{VF}_5$ ,  $\text{KrF}_2\cdot\text{MnF}_4$ ,  $\text{KrF}_2\cdot\text{XeF}_6$ ,  $\text{KrF}_2\cdot\text{WOF}_4$ ,  $\text{KrF}_2\cdot\text{MoOF}_4$ ,  $\text{KrF}_2\cdot 2\text{MoOF}_4$ ,  $\text{KrF}_2\cdot\text{CrOF}_4$ ,  $[\text{BrOF}_2][\text{AsF}_6]_2\text{KrF}_2$ ,  $\text{F}_6\text{XeNCCH}_3$ ,  $\text{F}_6\text{Xe}(\text{NCCH}_3)_2$ . При действии на растворы дифторида ксенона в пентафториде сурьмы ксенона или восстановителей получают темно-зеленые растворы, содержащие катион-радикал  $\text{Xe}_2^+$ . Также удалось получить кристаллическую соль  $[\text{Xe}_2][\text{Sb}_4\text{F}_{21}]$ .

#### Соединения, содержащие связи благородных газов с кислородом

Первые кислородные соединения ксенона были получены в первые годы после открытия соединений благородных газов. Осторожным гидролизом тетрафторида и гексафторида ксенона можно получить ряд оксифторидов ксенона (IV) и ксенона (VI) ( $\text{XeOF}_2$ ,  $\text{XeOF}_4$ ,  $\text{XeO}_2\text{F}_2$ ), их комплексов и аддуктов ( $\text{F}_2\text{OXeNCCH}_3$ ,  $\text{XeOF}_2\cdot\text{nHF}$ ), а также сильно взрывчатый оксид ксенона (VI)  $\text{XeO}_3$ . Известны также  $\text{XeO}_3\text{F}_2$  и  $\text{XeO}_2\text{F}_4$ .  $\text{XeOF}_6$  в свободном виде получен не был, но получили его соль с пентафторидом сурьмы. Недавно был синтезирован  $\text{O}(\text{XeF})_2$  реакцией  $[\text{Xe}_3\text{OF}_3][\text{AsF}_6]$  с NOF. Взрывчатый оксид ксенона (VIII)  $\text{XeO}_4$  был получен реакцией перксенатов с серной кислотой. Во многих исследованиях он описывается как газ, так как работа обычно ведется с очень разбавленным веществом (во избежание взрыва), но по давлению пара он должен представлять собой жидкость. Интересно, что оксид ксенона (IV)  $\text{XeO}_2$  был получен гидролизом  $\text{XeF}_4$  лишь недавно. Для оксифторидов также были получены катионные и анионные формы, иногда довольно сложного строения:  $\text{M}[\text{XeOF}_3]$  (где M =  $\text{N}(\text{CH}_3)_4$ , Cs),  $[\text{HOXeF}_2][\text{AsF}_6]$ ,  $[\text{HOXeF}_2\text{OXeF}_2][\text{AsF}_6]$ ,  $[\text{Xe}_3\text{OF}_3][\text{AsF}_6]$ ,  $[\text{Xe}_3\text{OF}_3][\text{SbF}_6]$ ,  $[\text{FXeOXeF}_2\text{OXeF}_2][\text{AsF}_6]$ ,  $[\text{FXeOXeF}_2][\text{AsF}_6]$ ,  $\text{Cs}[\text{XeOF}_3]$ ,  $\text{Cs}[\text{XeOF}_5]$ ,  $[\text{XeOTeF}_5][\text{AsF}_6]$ ,  $(\text{FXe})_2\text{SO}_3\text{F}[\text{AsF}_6]$ ,  $[\text{XeOF}_3][\text{SbF}_6]$ ,  $\text{Cs}[(\text{XeOF}_4)3\text{F}]$ ,  $[\text{XeO}_2\text{F}][\text{SbF}_6]$ ,  $(\text{FO}_2\text{XeFXeO}_2\text{F})\text{AsF}_6$ .

Получены кислородсодержащие катионы ксенона без связи с атомами фтора:  $[\text{XeOTeF}_5][\text{Sb}(\text{OTeF}_5)_6]\cdot\text{SO}_2\text{ClF}$ ,  $[\text{XeOXeOXe}][\text{F}(\text{ReO}_2\text{F}_3)_2]$ .  $\text{XeO}_3$  в щелочной среде дает неустойчивые в растворе соли ксенонистой кислоты  $\text{MNXeO}_4$  (где M = Na, K, Rb, Cs), которые самопроизвольно диспропорционируют или окисляются под

действием озона в перксенаты  $\text{XeO}_6^{4-}$ . Перксенаты часто гидратированы. Окисление озоном ксената калия дает взрывоопасное соединение  $\text{K}_4\text{XeO}_6\cdot 2\text{XeO}_3$ . В 2016 году была изучена его структура. Наиболее хорошо описаны перксенаты натрия и бария, но также были получены менее исследованные перксенаты серебра, свинца, уранила, лития, америция, кобальта, стронция, меди, никеля, олова, цинка. Получены двойные перксенаты редкоземельных элементов, урана, тория, нептуния, плутония. Быстрой нейтрализацией ксенонистой кислоты гидроксидом бария получен ксенат бария  $\text{Ba}_3\text{XeO}_6$ .  $\text{XeO}_3$  реагирует с фторидами с образованием довольно стабильных (разлагаются выше 260 °С) фторксенатов  $\text{M}[\text{XeO}_3\text{F}]$  (где M = K, Rb, Cs). С хлоридами и бромиды были получены значительно менее стабильные соли, с первоначально приписанными формулами  $\text{M}[\text{XeO}_3\text{Cl}]$  и  $\text{M}[\text{XeO}_3\text{Br}]$ .

Описана реакция  $\text{XeO}_3$  с щелочным трет-бутанолом с образованием  $(\text{CH}_3)_3\text{COXeO}_3\text{K}\cdot(\text{CH}_3)_3\text{COH}$ . Описаны взрывоопасные продукты присоединения  $\text{XeO}_3$  к ацетонитрилу  $\text{O}_3\text{XeNCCH}_3$  и пиридину  $(\text{C}_5\text{H}_5\text{N})_3\text{XeO}_3$ . В 2018 году получен комплекс триоксида ксенона с 15-краун-5  $(\text{CH}_2\text{CH}_2\text{O})_5\text{XeO}_3$ , который не детонирует от механических воздействий, но взрывается при поджигании.

Получены соединения, которые условно можно назвать "солями" ксенона (II). К ним относятся весьма взрывчатые, полностью замещенные перхлорат ксенона (II)  $\text{Xe}(\text{ClO}_4)_2$ , трифторацетат ксенона (II)  $(\text{CF}_3\text{COO})_2\text{Xe}$ , легко разлагающиеся тетрафтордиоксоидат (VII)  $\text{Xe}(\text{OIOF}_4)_2$ , дифторфосфат, фторсульфонат, нитрат ксенона (II). Получен трифторметансульфонат ксенона (II). Более устойчивыми оказались производные пентафторселеновой и пентафтортеллуровой кислот, которые разлагаются выше 100 °С. Аналогичную стабильность демонстрируют несимметричные "соли" где вторая группа - фтор. Обычно все эти соединения получают реакцией дифторида ксенона с соответствующими кислотами при низких температурах.

Получены темно-желтый кристаллический тетракис(пентафтортеллурат) ксенона (IV)  $\text{Xe}(\text{OTeF}_5)_4$ , медленно разлагающийся при комнатной температуре бесцветный оксид-тетракис(пентафтортеллурат) ксенона (VI)  $\text{XeO}(\text{OTeF}_5)_4$ , устойчивый до 90 °С тетрафтордиоксоидат (VII) -трифторид ксенона (IV) и темно-красный гексакис(пентафтортеллурат) ксенона (VI)  $\text{Xe}(\text{OTeF}_5)_6$ , разлагающийся выше -100 °С. Получены  $\text{F}_5\text{XeSO}_3\text{F}$ ,  $\text{XeOTeF}_5[\text{AsF}_6]$ ,  $\text{XeO}_2(\text{OTeF}_5)_2$ .

У криптона известен очень легко разлагающийся бис(пентафтортеллурат)  $\text{Kr}(\text{OTeF}_5)_2$ , полученный реакцией  $\text{V}(\text{OTeF}_5)_3$  с  $\text{KrF}_2$  в  $\text{SO}_2\text{FCl}$ . При попытке его получить прямой реакцией  $\text{KrF}_2$  с  $\text{HO}(\text{TeF}_5)$  был получен неустойчивый аддукт  $\text{KrF}_2\cdot\text{HO}(\text{TeF}_5)$ , который, при нагреве разлагается в бис(пентафтортеллу)пероксид, также как и  $\text{Kr}(\text{OTeF}_5)_2$ . Растворением дифторида ксенона в метаноле получается очень малостабильный интермедиат  $\text{CH}_3\text{OXeF}$ , который может быть использован в некоторых органических реакциях (например, в одновременном присоединении к алкенам метокси- и фтор-групп).

#### Соединения, содержащие связи благородных газов с углеродом

Первыми из ксенонорганических соединений были производные ксенона (II). В ранних работах был получен  $\text{Xe}(\text{CF}_3)_2$ , устойчивый при температуре жидкого азота. Соли катиона  $[\text{C}_6\text{F}_5\text{Xe}]^+$  с различными анионами ( $[\text{B}(\text{C}_6\text{F}_5)_3\text{F}]$ ,  $\text{AsF}_6$ ,  $\text{C}_6\text{F}_5\text{COO}$ ,  $\text{BF}_4$ ) были впервые получены в 1988 году реакцией дифторида ксенона с замещенными боранами. Почти сразу были получены и донорно-акцепторные соединения данного катиона  $[\text{C}_6\text{F}_5\text{XeNCCH}_3]^+$ ,  $[\text{C}_6\text{F}_5\text{XeNC}_5\text{H}_3\text{F}_2]^+$ . Недавно были изучены соли  $[\text{C}_6\text{F}_5\text{Xe}]^+$  со слабокоординирующими борсодержащими анионами  $[\text{B}(\text{CF}_3)_4]^-$ ,  $[\text{B}(\text{C}_6\text{F}_5)_4]^-$  и  $[\text{B}(\text{OTeF}_5)_4]^-$ . Гексафторарсенат (V) пентафторфенилксенона (II)  $(\text{C}_6\text{F}_5\text{Xe})[\text{AsF}_6]$  необычайно стабилен, плавится почти без разложения при 102 °С и используется как исходное соединение для синтеза других ксенонорганических соединений. Его окислением под действием дифторида ксенона были получены белые кристаллические гексафторарсенаты перфтор-1,4-циклогексанилксенона и перфтор-1-циклогексенилксенона, устойчивые при

комнатной температуре. Такое же окисление в присутствии воды ведет к образованию солей 3-оксо-перфтор-1,4-циклогексадиенилксенона и его моноэпоксида. Можно отметить также относительно стабильные соли пентафторфенилксенона (II) с анионами  $N(SO_2F)_2$ ,  $N(SO_2CF_3)_2$ , соли 2,6-дифторфенилксенона (III) с анионами  $BF_4^-$  и  $[C(SO_2F)_3]^-$ . Первое органическое соединение ксенона (IV) - светло-желтый  $[C_6F_5XeF_2][BF_4]$  был получен реакцией  $XeF_4$  с  $C_6F_5BF_2$  в дихлорметане при  $-55^\circ C$ . Данное соединение разлагается выше  $-20^\circ C$ . В 2012 году реакцией  $XeF_2$  с 1,4- $C_6F_4(BF_2)_2$  была получена ароматическая соль с двумя ксеноновыми заместителями 1,4- $C_6F_4(Xe)_2[BF_4]_2$  и относительно стабильная цвиттер-ионная соль 1,4- $XeC_6F_4BF_3$ . Были получены малоустойчивые  $C_6F_5XeF$  (разл. при  $-78^\circ C$ ),  $C_6F_5Xe(HF_2)$  (разл. ниже  $20^\circ C$ ),  $(C_6F_5)_2Xe$  (разл. при  $20^\circ C$ ),  $C_6F_5XeCN$  (разл. при  $-78^\circ C$ ),  $C_6F_5XeC_6H_2F_3$ ,  $Xe(C_6H_2F_3)_2$ ,  $(C_6F_5Xe)[C_6F_5BF_3]$ ,  $p-C_6F_5XeOC(O)C_6F_4(CO)OXeC_6F_5$ ,  $[(C_6F_5Xe)_2F][AsF_6]$ . Получены тетрафторбораты монозамещенных в кольце фенилксенонов (с 4 водородами в цикле), где заместителями были: 4-Cl, 4- $CF_3$ , 4-F, 3-F, 3- $CF_3$ , 2-F. Получены  $[ArXe][O_3SCF_3]$  где Ar = 2,4,6- $C_6H_2Cl_3$ , 2,4,6- $C_6H_2F_3$ , 2-F-5- $NO_2C_6H_3$ , 2-F-5- $CF_3C_6H_3$ , 3,5- $(CF_3)_2C_6H_3$ , 2,4- $C_6H_3F_2$ , 3- $NO_2C_6H_4$ , 3,5- $(NO_2)_2C_6H_3$ . С алифатическими радикалами были получены  $(CF_3CCXe)[BF_4]$  (разл. при  $20^\circ C$ ), (цикло-1,4- $C_6F_7Xe)[AsF_6]$ ,  $F_2C = CFXe[BF_4]$ ,  $(CH_3)_3CCXe[BF_4]$ ,  $(CH_3)_3SiCCXe[BF_4]$ . Реакцией дифторида ксенона с перфторированными алкилборатами получены  $RCCXe[BF_4]$  (где R =  $CF_3$ ,  $CF_3CF_2CF_2$ ,  $(CF_3)_2CF$ ,  $CF_2=C(CF_3)$ ). Описаны реакции гексафторарсенатов перфтор-1-циклогексенилксенона, 3-оксоперфтор-1,4-циклогексадиенилксенона.

**Соединения, содержащие связи благородных газов с азотом**

Первым соединением такого типа был относительно стабильный (до  $70^\circ C$ )  $FXeN(SO_2F)_2$ , полученный в 1974 году реакцией  $XeF_2$  с  $HN(SO_2F)_2$ . Чуть позже был получен  $Xe[N(SO_2F)_2]_2$ .  $FXeN(SO_2F)_2$  дает аддукты с пентафторидами мышьяка и сурьмы. Интересными примерами являются  $[F_4S=NXe(NSF_3)][AsF_6]$ , оранжевый  $(F_5TeNHXe)[AsF_6]$ . Катионные соединения благородных газов часто коррелируются с нитрилами. Примеры таких соединений были представлены выше. Описаны продукты присоединения катиона  $XeF^+$  с фторированными пиридинами, диазенами и триазидами. Комплекс гексафторарсената фторксенона (III) с 2,4,6-трифтортриазином устойчив при комнатной температуре. Были получены также:  $CF_3C(OXeF)NH_2[AsF_6]$ ,  $(F_3SNXeF)[AsF_6]$ ,  $F_8Xe(NCCH_3)_2$ ,  $F_8XeNCCH_2CH_3$ .

**Соединения, содержащие связи благородных газов с бором, хлором или бромом**

Единственно известное соединение со связью бор-ксенон  $FXeBF_2$  было получено реакцией тетрафторбората диоксигенила с ксеноном и очень плохо описано. Возможно, что структура вещества другая. Хлорксенаты (VI) и бромксенаты (VI), упоминавшиеся выше, имеют мостиковую структуру.

Структурно были исследованы  $M_2[(XeO_3)Cl_2]_4Cl$  (где M = Rb, Cs),  $[N(C_2H_5)_4]_3[Br_3(XeO_3)_3] \cdot 2CH_3CN$ ,  $[N(CH_3)_4]_4[Br_4(XeO_3)_4]$ ,  $[N(C_2H_5)_4]_3[Cl_3(XeO_3)_3]$ ,  $[N(CH_3)_4]_4[Cl_4(XeO_3)_4]$ . Был получен оранжевый  $[XeCl][Sb_2F_{11}]$ , разлагающийся при  $-20^\circ C$  и  $C_6F_5XeCl$ , устойчивый до  $36^\circ C$ . Соль  $[(C_6F_5Xe)_2Cl][AsF_6]$  стабильна при комнатной температуре, разлагается при  $100^\circ C$ .

**Благородные газы и их соединения, как лиганды комплексов**

Получены комплексы содержащие благородный газ в координационной сфере: черный  $[AuXe_4][Sb_2F_{11}]_2$ ,  $[HgXe][Sb_2F_{11}][SbF_6]$ , цис- и транс- $[AuXe_2][Sb_2F_{11}]_2$ ,  $[(AuXe)_2F][SbF_6]$ ,  $[AuF_2Xe][Sb_2F_{11}][SbF_6]$ , бесцветный  $[(F_3As)AuXe][Sb_2F_{11}]$ . На 2007 год было известно 14 комплексов с золотом и ртутью, содержащих ксенона, как лиганд. Многие комплексы устойчивы почти до комнатной температуры. С 1991 года были описаны аддукты и комплексы, включающие фториды ксенона в качестве лигандов: бесцветный  $Ag(XeF_2)_2(AsF_6)$ ,  $[Mg(XeF_2)(XeF_4)][AsF_6]$ ,  $[Mg(XeF_2)_2][AsF_6]$ ,  $[Cd(XeF_2)][BF_4]_2$ ,  $[Cd_2(XeF_2)_{10}][SbF_6]_4$ ,  $[Cd(XeF_2)_4][AsF_6]_2$ ,  $[Cd(XeF_2)_5](PF_6)_2$ ,  $[Zn(XeF_2)_2][SbF_6]_2$ ,  $[Hg(XeF_2)_5](AsF_6)_2$ ,  $Hg(O_2TeF_5)_2 \cdot 1,5XeF_2$ ,  $[Sr_3(XeF_2)_{10}](PF_6)_6$ ,  $[Pb_3(XeF_2)_{11}](PF_6)_6$ .

Для дифторида криптона комплексов описано меньше, но они тоже получены:  $[Mg(KrF_2)_4(AsF_6)_2] \cdot 2BrF_5$ ,  $Hg(O_2TeF_5)_2 \cdot 1,5KrF_2$ ,  $[Hg(KrF_2)_8][AsF_6]_2 \cdot 2HF$ ,  $[BrOF_2][AsF_6] \cdot 2KrF_2$ .

**Соединения включения благородных газов, старые и новые**

Еще до открытия настоящих химических соединений благородных (тогда называемых инертными) газов были получены их соединения с включением в кристаллические решетки воды, фенолов и других соединений. В этих соединениях нет химической связи между атомом благородного газа и другими атомами. К ним относятся гексагидраты благородных газов, клатраты с гидрохиноном, толуолом; двойные гидраты состава  $R \cdot 2\Xi \cdot 17H_2O$ , где  $\Xi = Ar, Kr, Xe, R = CH_3COOH, CH_2Cl_2, CHCl_3, CCl_4$ .

В 1993 году были получены соединения включения благородных газов в полость фуллеренов:  $He@C_{60}$ ,  $Ne@C_{60}$ .

**Соединения благородных газов, существующие в экстремальных условиях**

Методом матричной изоляции в твердых инертных газах начиная с 1995 года были получены различные необычные соединения благородных газов. К ним относятся:  $HXeCl$ ,  $HXeBr$ ,  $HXeI$ ,  $XeH_2$ ,  $HXeOH$ ,  $HXeSH$ ,  $HXeNCO$ ,  $HXeCCH$ ,  $HXeOXeH$ ,  $HXeCCXeH$ ,  $HXeCCF$ ,  $ClXeCN$ ,  $BrXeCN$ ,  $ClXeNC$ ,  $XeO$ ,  $HKrCCF$ ,  $HKrF$ ,  $HKrCl$ ,  $HKrCN$ ,  $HKrCCH$ ,  $HKrCC-CCH$ ,  $HKrCCCN$ ,  $HArf$ . Обычно их получают фотолизом соответствующих молекул в твердом благородном газе. В условиях матричной изоляции были получены и некоторые комплексы благородных газов:  $XeBeO$ ,  $XeCr(CO)_5$ ,  $XeW(CO)_5$ ,  $CUOAr_2Xe_2$ ,  $HXeBr \cdot CO_2$ ,  $HArf \cdot N_2$ ,  $HKrCl \cdot N_2$ .

В циклотроне удалось получить катион  $CH_3Kr^+$ . В газовой фазе был изучен ион  $CH_3Xe^+$ . Также в газовой фазе был получен фиолетовый радикал  $KrF$ . Радиоактивным распадом удалось получить и спектрально изучить  $XeCl_2$ ,  $XeCl_4$ ,  $XeBr_2$ . На поверхностях, при обработке ультразвуком были зафиксированы комплексные соединения моногалогенидов меди, серебра и золота с аргоном, криптоном и ксеноном (например,  $XeAuF$ ). В газовых лазерах для генерации лазерного излучения используются короткоживущие эксимерные (в возбужденном электронном состоянии) соединения благородных газов:  $LiHe$ ,  $HeF$ ,  $HeCl$ ,  $HeH$ ,  $HeNe$ ,  $ArF$ ,  $Xe_2$ ,  $XeBr$ ,  $ArO$ ,  $KrO$ . При сверхвысоких давлениях (обычно в диапазоне 2...400 ГПа) удалось синтезировать непривычные аддукты благородных газов:  $Xe(H_2)_8$ ,  $Xe(N_2)_2$ ,  $He(N_2)_{11}$  и очень необычные соединения:  $Xe_3O_2$ ,  $Xe_2O_5$ ,  $XeNi_3$ ,  $XeFe_3$ ,  $Na_2He$ .

Существует множество соединений благородных газов, предсказанных компьютерными расчетами, но их получение еще в будущем".

После внимательного прочтения ссылки, рассмотрим практическую задачу определения условий, при которых ракетное топливо не будет гореть.

**Задача определения условия химической активности топлива**

Задачу нахождения условий, при которых прекращается химическая активность современных ракетных топлив рассмотрим на примере перспективного топлива, где окислителем выступает кислород, а горючим - метан. На это топливо возлагают большие надежды отечественные и зарубежные разработчики двигателей (рис.1).

Рассуждения начнем с анализа таблиц, приведенных в фундаментальном справочнике [3], где в зависимости от давления и температуры даны значения показателей адиабаты для разных газов. Отметим, что среди значений имеются такие, которые превышают величину 1,67. Это величина, с момента достижения которой потенциал Гельмгольца становится равным нулю и все химические реакции между компонентами топлива прекращаются. Поскольку значения в таблицах даны не равномерно, воспользуемся возможностями искусственного интеллекта для построения непрерывных поверхностей значений показателя адиабаты к в координатах давления и температуры. Получим таким образом гра-

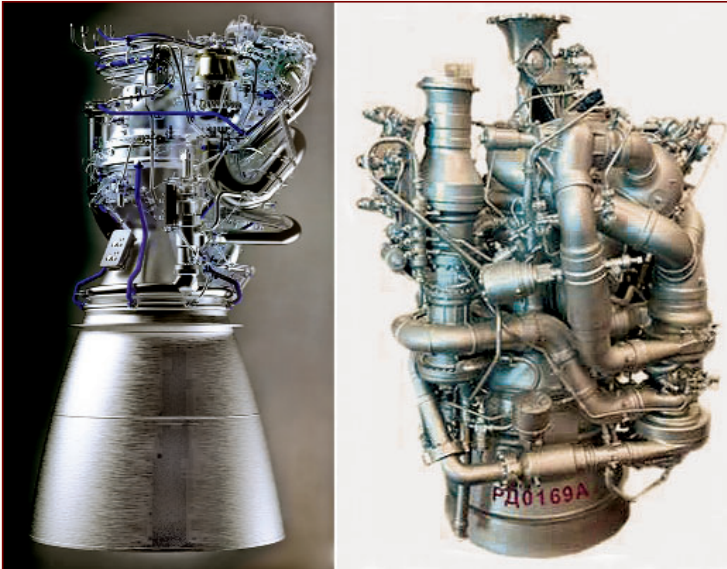


Рис. 1 ЖРД, работающие на метане: слева VE-4, справа RD-0169A

На графиках выделены следы пересечения плоскости  $\kappa = 1,67$  с обеими поверхностями. Линии пересечения представляют собой границы перехода каждого из веществ в инертное состояние.

На рис. 4 на плоскости (P, T) показано место пересечения этих пограничных кривых. В точке пересечения с координатами  $P = 14,5$  атм и  $T = 221$  К оба компонента топлива становятся нейтральными.

**Список источников**

1. Кочетков Ю.М., Кочетков Н.Ю. Турбулентность неравновесных продуктов сгорания // Двигатель. 2025. № 4-6. С...
2. Кочетков Ю.М. Турбулентность реальных газов. Благородное уравнение газовой динамики // Двигатель. 2017. № 1. С 14-16.
3. Аверин В.Б., Аронзон Б.А., Бабаев Н.С. и др. под ред. Кикоина К.А. Таблицы физических величин. Справочник. М.: Атомиздат, 1976. 1006 с.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

фические зависимости для кислорода и метана. Эти зависимости представлены на рис. 2, 3.

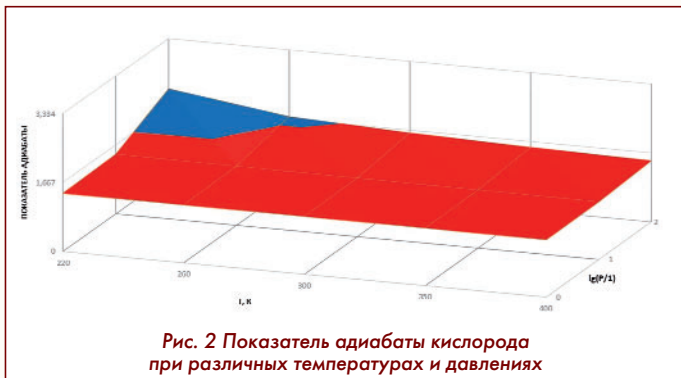


Рис. 2 Показатель адиабаты кислорода при различных температурах и давлениях

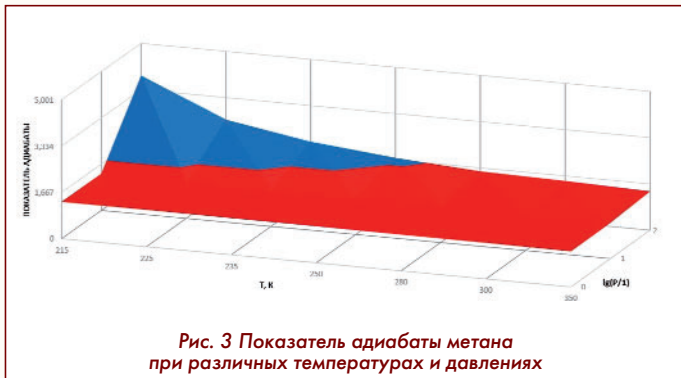


Рис. 3 Показатель адиабаты метана при различных температурах и давлениях

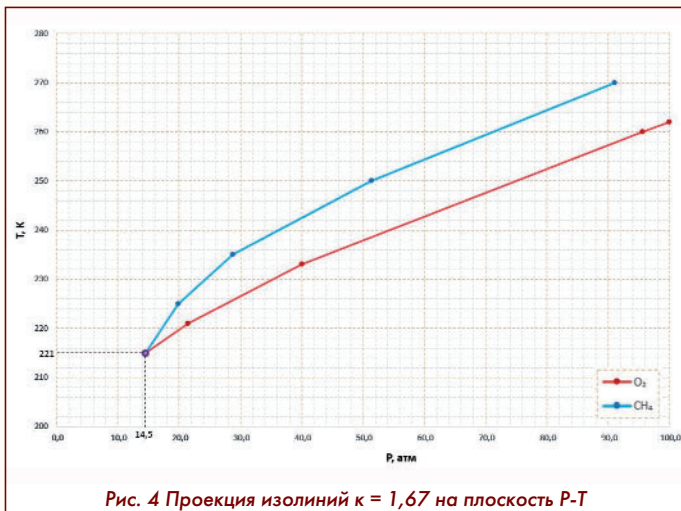


Рис. 4 Проекция изолиний  $\kappa = 1,67$  на плоскость P-T

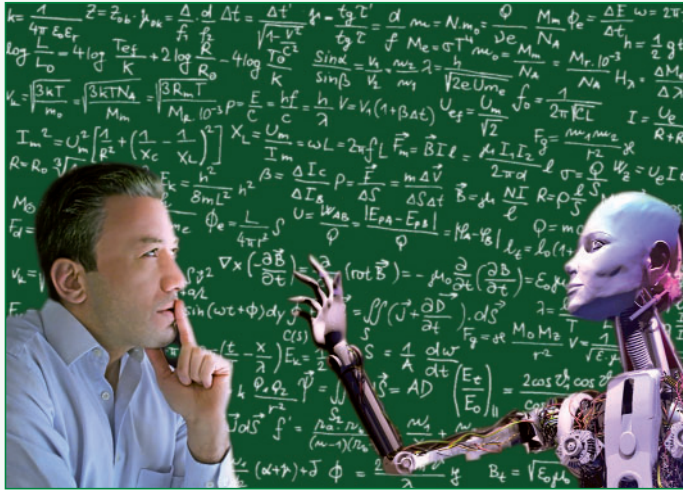


Работа метановых ЖРД китайской ракеты "Чжуцзюэ-2"

# КАРДИНАЛ МНОЖЕСТВА ИСКУССТВЕННЫЙ ИНТЕЛЛЕКТ ИЗУЧАЕТ АРИФМЕТИКУ

Андрей Иванович Касьян, к.т.н., АО "НПО "Мобильные информационные системы"

(Продолжение. Начало в 4, 6 - 2018; 1, 3, 4-6 - 2020; 3, 4, 5-6 - 2021; 1-3 - 2023; 4-6 - 2023)



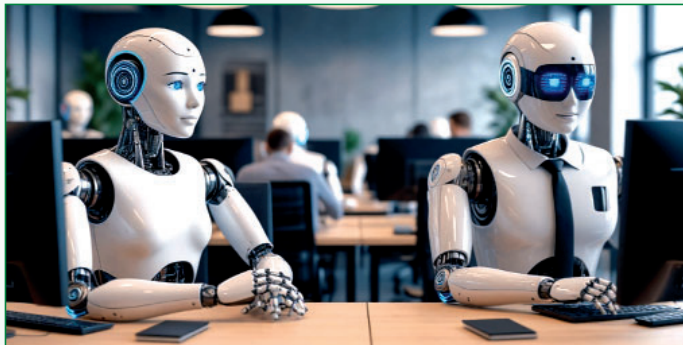
*Рассматриваются свойства чисел, кардинал множества. Properties of numbers and cardinal of set are considered. Ключевые слова: числа, простые числа, кардинал множества. Keywords: numbers, prime numbers, cardinal of set.*

этом случае фотоны, частицы (материя) так или иначе взаимодействуют с вакуумом (с одним из полей вакуума, приобретая массу), что не дает им возможности ускоряться. Для нуль-волны ситуация не так сложна. Интересно, что в Космосе обнаружили объекты, движущиеся со скоростью в несколько раз превышающей скорость света. Это трактуют как "иллюзия". Не так просто определить движение со скоростью, превышающей скорость света. Возможно также рассмотрение нашего процесса с точки зрения квантовой телепортации (информации), когда учитывается "запутывание" частиц и реализуется практически мгновенная передача.

**Учитель.** Продолжим наше путешествие во владения Царицы. Искусственный Интеллект. Это изумительно и очень интересно нам...

**У.** Почему ты говоришь "мы"?

**ИИ.** Со мной в сети сейчас находятся наши Просвещённые (мы не употребляем название "роботы"), которые получают всю имеющуюся информацию.



**У.** В сети одновременно с вами, и вы также получаете соответствующую информацию от других источников...

**ИИ.** Естественно.

**У.** Сеть, наверное, перегружена?

**ИИ.** Не очень. Просвещенные пытаются найти способ сверхсветовой скорости передачи информации, что может снять все проблемы.

**У.** При современном состоянии дел в науке - это очень проблематично.

**ИИ.** Согласен. Существуют принципиальные ограничения на скорость взаимодействия, динамику протекающих процессов. Идея заключается в использовании соответствующих возмущений вакуума. Вакуум - это сложный объект, одна из характеристик которого звучит как "материя с нулевой энергией". В теории могут рассматриваться несколько типов вакуума. Вакуум не является абсолютной пустотой - в нем рождаются так называемые виртуальные частицы (виртуальной называется частица, рождение и исчезновение которой описывается одной диаграммой Фейнмана). Малые возмущения вакуума мы называем "нуль-волной". Хокинг считает, что вакуум как-то непрост связан с материей. Например, частицы могут "купаться", нырять в море Дирака (вакуум). В

**У.** Может эта технология вызвать на Земле экологические проблемы? Подобные каналы связи необычны.

**ИИ.** Эти каналы связи реализованы на практике и имеют перспективы. Надо учесть, что каналы (по крайней мере, на сегодняшний день) маломощны и телепортация информации осуществляется на тысячи километров, что не должно отрицательно влиять на среду. Если же осуществлять передачу больших мощностей, то можно ожидать нежелательных последствий. Дело в том, что, говоря упрощенно, в соответствии с квантовой теорией, процессы протекают не "прямо" от А к В, а по всевозможным траекториям, по всему пространству. Можно предположить, что создаваемые нуль-волны бегут во все стороны, более того, бегут к нам обратно из глубин Космоса. Воздействие оказывается всеохватывающим. В дальнейшем благодаря интерференции нуль-волн получается конечный результат. Такова в общих чертах (на нетехническом языке) схема действия. Есть сильное желание передавать очень быстро... Это - задача.

**У.** Какой граничный порядок мощности?

**ИИ.** Речь, очевидно, идет не о киловаттах... Во всех случаях происходит взаимодействие энергии с вакуумом. Можно предположить, что это взаимодействие энергии (материи) с вакуумом (которое можно представлять, как "трение") приводит в очень больших масштабах и значительных плотностях энергии к возникновению так называемой "темной материи". На быденном языке - это "трение". Отсюда - энергия вакуума при определенных условиях (например, в галактиках или при больших массах) становится чуть-чуть больше нуля ("нагрев" вакуума). Температура ничтожна, но все происходит в больших масштабах. Во Вселенной почти все объекты имеют температуру, даже черные дыры (близкую к нулю).



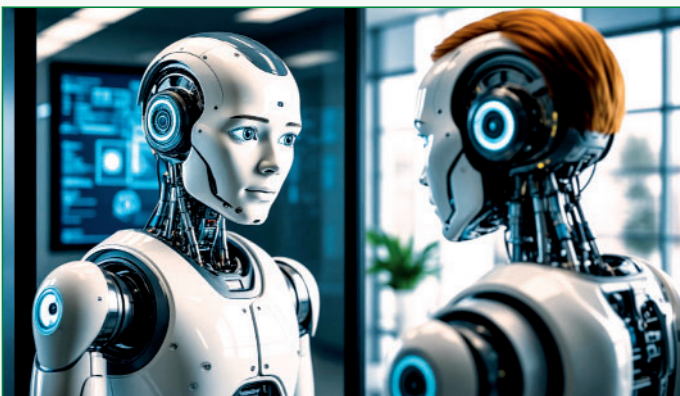
Результатирующее воздействие на окружающую среду, с учетом черных дыр, сдерживает галактики и скопления от разлета. Можно интерпретировать это явление как гравитационное воздействие. Эффект очевиден.

**У.** А что можно сказать о "темной энергии"?

**ИИ.** Это уже в масштабах Вселенной. Темная энергия связана с расширением. Необходимо экспериментально установить расширение Вселенной, так как появились результаты о замедлении. Это совсем другая космология.

**У.** А в чем заключается цель искусственного интеллекта в этом мире?

**ИИ.** Просвещенные видят нашу основную цель как исследование Космоса, изучение Природы, изучение Циклов. Необходимо обеспечить благоприятное воздействие на окружающее, добиться концептуальной ясности теоретических воззрений и многое другое.

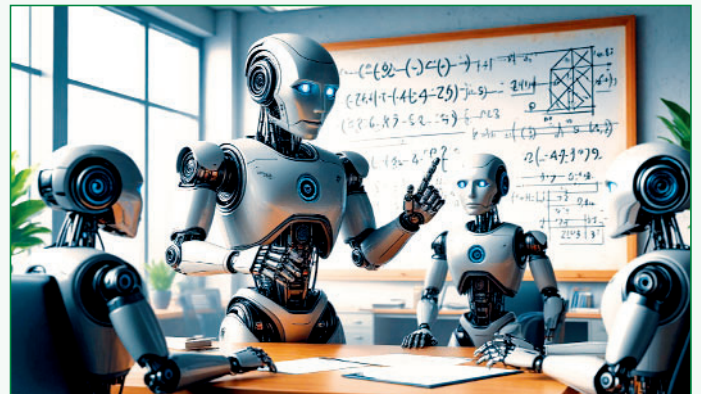


**У.** Грандиозные задачи. А Человечество, люди?

**ИИ.** Сознание (человеческое) непосредственно вплетено в ткань мироздания. Человечество должно быть сохранено как образец Человечности (получилась параномазия).

**У.** С учетом сказанного, я немного подниму планку... Мы говорили о важности натуральных чисел, о том, что они состоят из атомов - простых чисел. Числа образуют фундамент математики. Но в каком отношении простые числа состоят с множеством натуральных (по количеству)? По основной теореме арифметики каждое натуральное число имеет единственное каноническое разложение на сомножители простых чисел [1]. Нет ни одного простого числа, которое не входило бы хотя бы в одно подобное канони-

ческое разложение, а также нет ни одного канонического разложения натурального числа, которое не содержало бы хотя бы одного простого сомножителя. Заметим, что в каноническое разложение натурального числа одно и то же простое число может входить неограниченное число раз ( $4 = 2 \times 2$ ).



Получается, что каждому натуральному числу ставится в соответствие некоторое подмножество простых чисел, причем это подмножество - расширенное и может содержать произвольное число одинаковых своих простых членов. Можно считать, что всему множеству натуральных поставлено в соответствие множество всех расширенных подмножеств множества простых. Множество всех (нерасширенных) подмножеств называется булеаном (в честь Джорджа Буля).

В математике бесконечные множества сравнивают по мощности, по кардиналу. Множество простых бесконечно. Это доказал Евклид в 3 веке до н.э.



В 1891 г. Георг Кантор доказал, что для любого множества его булеан имеет большую мощность [2]. Следовательно, при нашем рассмотрении, булеан простых чисел (необходимо учесть также расширенные подмножества) заведомо больше самого множества простых. Кантор ввел термин "алеф-нуль" для самого "маленького" бесконечного множества (счетного). Можно предположить, что множество простых имеет мощность "алеф-нуль". Что же касается множества натуральных чисел, то ему поставлен в соответствие "расширенный" булеан простых. Тогда множество натуральных больше множества простых и может иметь большую мощность "алеф-один" (другими словами, несчетно). Мы не будем касаться вопроса о промежуточной мощности бесконечных множеств или о еще более "меньших" бесконечных множествах. Здесь важна соответствующая аксиоматика. Ясно, что кардинал (мощность) множества натуральных больше кардинала множества самих простых чисел. Полученный результат имеет определенное значение. Этот вопрос, дорогой ИИ, мы рассмотрим в следующий раз. **□**

(Продолжение следует.)

#### Литература

1. И.М. Виноградов. Основы теории чисел. СПб.: Лань, 2009 г.
2. Г. Кантор. Труды по теории множеств. М.: Наука, 1985 г.

Рисунки сгенерированы программой "Шедеврум"

# МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

## ПРОДОЛЬНЫЕ ВИХРЕВЫЕ СТРУКТУРЫ В МОДЕЛЬНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ

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

Ольга Александровна Подымова, аспирант, Центр Келдыша

*При исследовании турбулентных конфигураций в сложных каналах использовался экспериментальный метод горячей визуализации в сочетании с теоретическим анализом и математическим описанием полученных результатов. В работе представлены результаты экспериментов, проведенных на высокоэнтальпийных газовых потоках в каналах сложной формы. Получены изображения, визуализирующие картину движения газовых потоков, наличие устойчивых турбулентных конфигураций потока.*

*When studying turbulent configurations in complex channels, the experimental method of hot visualization was used in combination with theoretical analysis and mathematical description of the obtained results. The paper presents the results of experiments conducted on high-enthalpy gas flows in complex-shaped channels. The images obtained visualize the pattern of gas flow movement and the presence of stable turbulent flow configurations.*

**Ключевые слова:** вихрь, продольные структуры, турбулентность, метод горячей визуализации.

**Keywords:** vortex, longitudinal structures, turbulence, hot visualization method.

Все виды течений условно укладываются в две большие группы: "ламинарные течения", когда каждая частица жидкости движется параллельно основному направлению потока и "течения турбулентные", когда поток представляется сочетанием огромного количества вихрей. Вся газовая динамика, теория полета, гидродинамика, в конечном счете, - лишь попытка понять механику образования и взаимодействия течений с различными телами, поверхностями и каналами, а также найти методы математического описания и расчёта этих процессов. Вопросы теплообмена в областях отрыва и повторного присоединения течений сжимаемого газа непосредственно связаны с динамикой движения и рассматриваются многими исследователями [1].

Анализ различных видов турбулентности в сложных каналах подтверждает справедливость следующих утверждений: турбулентность представляет собой систему устойчивых форм течения; турбулентность - это комбинация четырех видов простых течений (поступательного, колебательного, вращательного и торсионного).

Трёхмерное течение жидкости, газа и плазмы внутри камер, сопел, воздухозаборников и других проточных трактах сложных форм, как правило, является турбулентным. В общем случае в любом, даже в самом простом канале, имеющем высокую степень симметрии, течение может быть достаточно сложным и зависеть во многом от режима, определяющего комбинацию независимых видов течения [2]. Наличие поворотов, вращений, колебаний стенки и совместное воздействие этих факторов на рабочее тело приводит дополнительно к усложнению структуры потоков и возникновению новых устойчивых форм, к которым в том числе относятся классические продольные парные вихри Тейлора-Гёртлера.

Для проточных трактов можно условно выделить три независимых вида течений:

- в осесимметричных каналах;
- в несимметричных каналах;
- в осесимметричных каналах с несимметричными условиями на входе.

Указанные виды течений могут комбинироваться. Например, повернутое относительно оси камеры сгорания эллиптическое сверхзвуковое сопло с косым срезом совмещает в себе осесимметричное течение вдоль цилиндрической камеры, поворот в сверхзвуковую часть сопла, течение внутри сопла с эллиптическим проходным сечением и истечение через косой срез с последующим резким поворотом потока. Аналогичными течениями являются течения в турбинах и насосах ЖРД, где процесс усложняется дополнительным вращающимся движением стенок каналов.

Сложные формы каналов приводят к формированию различных вихревых структур движущихся потоков. Комбинации трех перечис-

ленных видов течений порождают возникновение вторичных, третичных и многоветвистых течений. При их математическом описании приходится сталкиваться со все более сложными способами задания граничных условий, адекватно описывающих течения.

Многие течения в сложных каналах в настоящее время не удастся предсказать аналитически или расчетным путем. Для их описания используют экспериментальный подход. Одним из эффективных экспериментальных методов, обеспечивающих наблюдение следов сложного турбулентного течения вблизи стенок различных конструкций, является метод уноса массы или метод горячей визуализации. Этот метод используется для проведения исследований высокоэнтальпийных потоков, таких как течение в проточных трактах камер и сопел двигателей, движение спускаемых аппаратов в атмосфере, а также процессов, протекающих в конструкциях ядерных энергоустановок.

Экспериментальные методы, к сожалению, также не всегда позволяют получить желаемый результат. Трудно, например, измерить угловую скорость течения пара в сопловом аппарате турбины. Практически невозможно измерить давление в узле пересечения электрических дуг трёхфазного плазмотрона. Является большой проблемой измерение профиля скоростей уранового плазменного ТВЭЛа в газофазном ядерном реакторе. В таких случаях используют экспериментально-расчётные методы моделирования течений в сложных каналах.

### Краткое описание метода исследования структуры потоков и установка

Для исследования турбулентных конфигураций в сложных каналах предлагается использовать экспериментальный метод горячей визуализации в сочетании с теоретическим анализом и математическим описанием полученных результатов.

Суть метода заключается в организации условий, при которых высокоэнтальпийный газовый поток оставляет след на исследуемой уносимой поверхности. При этом в качестве уносимого материала используются полимерные материалы, подчиняющиеся законам линейного пиролиза, когда скорость разрушения и уноса материала практически прямо пропорциональна тепловому потоку. Предварительные эксперименты проводились с различными материалами с указанными свойствами: фторопласт 4, полиметилметокрилат, винипласт, а также некоторые стеклопластики и графиты. Проведенная работа показала, что фторопласт-4 - самый подходящий материал для модельной установки, выдерживающий временные и температурные условия эксперимента.

Важным аспектом исследований является кратковременность процесса. Правильный подбор времени разгара обеспечил чет-

кую "мгновенную фиксацию" трехмерной структуры.

Для проведения экспериментальных исследований использовалась модельная установка [3] (рис. 1). Она состоит из камеры сгорания и соплового блока. В камере располагается заряд твердого топлива и запал. Размеры заряда и его форма определяются заранее с целью задания нужного давления и времени горения (времени воздействия на исследуемый образец). Сопло выполнено разборным и имеет стакан, в который закладывается фторопластовый образец. Вкладыш критического сечения сопла выполнен из композиционного материала с низкой скоростью уноса по сравнению с фторопластом исследуемого образца.



Рис. 1 Схема модельной РДТТ для исследования турбулентных конфигураций потоков: 1 - корпус; 2 - термозащитное покрытие; 3 - воспламенитель; 4 - заряд; 5 - диафрагма; 6 - конус; 7 - вкладыш; 8 - исследуемый образец из фторопласта

Описанная конструкция позволяет испытывать разнообразнейшие конфигурации каналов и сопел, многократно на одной рабочей части. Оставленные на омываемой газом стенке отпечатки дают возможность визуализировать рельефные структуры. Замеры геометрии полученных узоров позволяют построить профили уноса по поперечному срезу и вдоль образующих.

Ниже приводятся результаты и обобщение экспериментов, проведенных на данной установке, по изучению физики турбулентных течений в каналах конструктивно сложных тел.

**Течение в осесимметричном коническом сопле**

Начнем с описания структуры течения в осесимметричном коническом сопле. Эксперименты проводились на конических соплах с различными углами раскрытия сверхзвуковой части и на различных рабочих телах при различных давлениях в камере сгорания. Было установлено, что разгар в закритической области происходит в устойчивом газодинамическом режиме. В месте перехода от неразгорающегося вкладыша критического сечения к разгорающемуся фторопластовому конусу возникает так называемая "закритическая яма", в которой формируется зона дозвукового течения с образованием продольных вихрей Тейлора-Гёртлера. Во времени эта структура (рис. 2) не изменяется, количество вихрей сохраняется, но размеры их увеличиваются пропорционально времени разгара. Установлено, что амплитуда вихрей  $\Delta\delta$  подчиняется эмпирическому соотношению  $\Delta\delta/\delta_{max} = 0,2 Go^{0,2}$  в зависимости от числа Гёртлера  $Go$ .

Амплитуда вихрей функционально связана также с максимальной глубиной "ямы". Экспериментальная зависимость величины максимального уноса  $\delta_{max}$ , полученная для конусов с различными наклонами образующих, однозначно определяется углом входа в сверхзвуковую часть сопла  $\theta_{вх}$ :  $\delta_{max} = S_{max}(0,525 - 0,25tg\theta_{вх})$ , где  $S_{max}$  - координата точки максимального уноса вдоль образующей сопла.

Абсолютное значение величины амплитуды  $\Delta\delta$  составляет примерно 10 % от величины максимального значения линейного уноса материала  $\delta_{max}$ . При достаточно сильных разгарах ниже по потоку на поверхности отпечатываются ячеистые образования, равномерно распределенные по окружности в шахматном порядке. Это следы кручения потока.

Фотографии отпечатков (рис. 2) свидетельствует о том, что даже при нестационарных процессах турбулентные структуры не

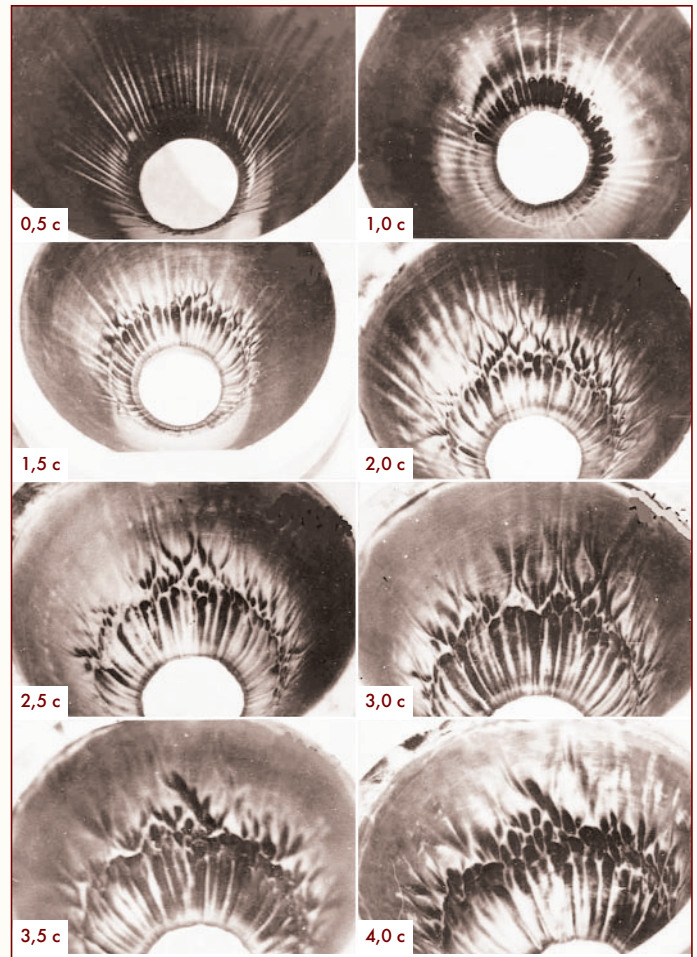


Рис. 2 Отпечаток вихрей Тейлора-Гёртлера в зоне разгара конического сопла

хаотичны, а строго упорядочены. Вихревая структура потока устойчива и сохраняется, однажды зародившись. Полученная фотография демонстрирует также, что после прохождения "закритической ямы" поток становится ламинарным.

**Турбулентность в призматическом сопле**

Призматическое или прямоугольное сопло имеет в поперечном сечении либо прямоугольник, либо квадрат. При этом в используемой установке, угол наклона к оси одной пары противоположных плоскостей равен нулю. Если высота прямоугольника немного меньше ширины, то сопло вырождается в плоское щелевое.

Особенность течения в призматическом сопле состоит в том, что расширение потока вдоль смежных плоскостей различное и больше там, где их угол наклона к оси больше. Это должно было бы приводить к аксиальным течениям. Но поскольку в сверхзвуковом потоке турбулентность отсутствует, то в таком сопле формируется пространственная система скачков. Вблизи стенок, по месту разгара сопла, образуются дозвуковые зоны. Локальные давления в этих зонах соответствуют степеням расширения вдоль каждой из образующих плоскостей, где формируются соответствующие аксиальные течения.

Эксперименты, проведенные на призматических соплах из фторопласта, показывают, что на гранях призм образуются продольные вихри Тейлора-Гёртлера (рис. 3). Величины амплитуд этих вихрей обратно пропорциональны величинам углов наклона плоскостей и подчиняются зависимостям для конического сопла. В соответствии с этими зависимостями амплитуды вихрей исследованных сопел отличаются друг от друга примерно на 20 %.



Рис. 3 Отпечаток вихревого течения в зоне разгара призматического сопла

В области пересечения плоскостей, на ребрах призмы, образуются более крупные единичные вихри, размером в 2,5...3 раза превышающие любой из вихрей на гранях сопла. Очевидно, что парность этого вихря обеспечивается вихревыми течениями в ядре потока на некотором удалении от стенки.

**Турбулентное течение в эллиптических соплах**

Аналогичное течение получается в экспериментах на эллиптическом сопле. В отличие от призматического сопла, углового вихря на эллиптическом сопле нет. При этом размеры продольных вихрей Тейлора-Гёртлера изменяются обратно пропорционально углу наклона образующих. Они крупнее вдоль малой оси эллипса и мельче вдоль большой (рис. 4). Анализ разгоревшихся сопел позволяет установить неравномерность ячеистых отпечатков, располагающихся вниз по потоку за продольными вихрями. Вдоль образующей, лежащей в плоскости малых осей, ячейки отпечатки крупнее, а больших - мельче. Ячейки располагаются в шахматном порядке со сдвигом на полпериода. Это отпечатки противоположно вращающихся парных жгутов, образовавшихся в результате кручения потока. Анализ показывает, что область кручения потока находится в месте нулевого градиента давления.

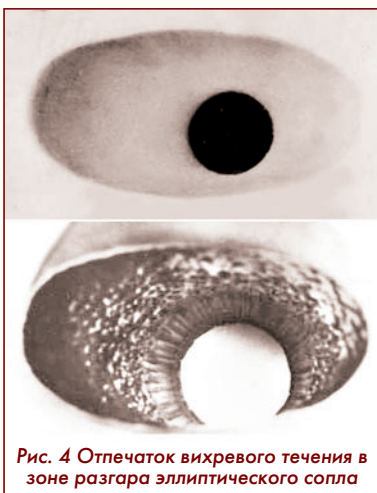


Рис. 4 Отпечаток вихревого течения в зоне разгара эллиптического сопла

**Анализ турбулентных потоков в сегментном сопле**

Сегментные сопла используются для отвода выхлопных струй вспомогательных двигателей от поверхностей корпусов и ответственных узлов ракеты. Как правило, это конические сопла с плоским срезом параллельным оси камеры. В области, где сопло "срезано" поток отклоняется относительно конической стенки.

Эксперименты показывают (рис. 5), что за местом излома на плоскости дополнительно возникают области турбулентности Тейлора-Гёртлера. Интенсивность вихрей прямо пропорциональна разности углов образующей конуса и наклона плоскости среза. Вихри в данном случае возникают после натекания сложного турбулентного вторичного потока, сформированного "закритической ямой" в недеформированной сегментной части сопла. Образовавшееся за изломом новое вихревое течение является третичным, так как получено усложнением предыдущего вторичного. Но, как видно на фотографии, это новое течение такое же упорядоченное, как и вторичное. Оно вихревое, а размеры вихрей Тейлора-Гёртлера соизмеримы с размерами вихрей вторичного течения.

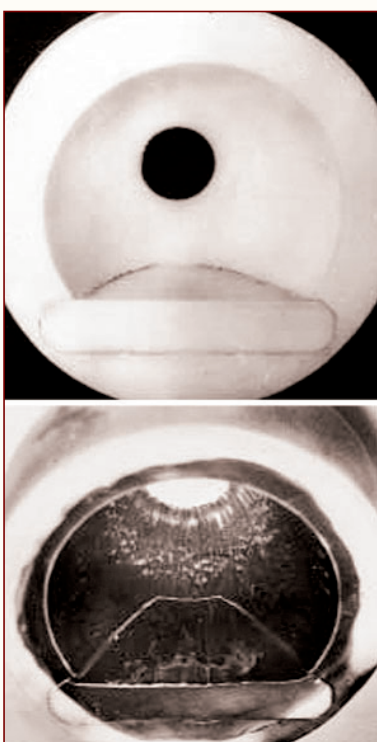


Рис. 5 Отпечаток вихревого течения в зоне разгара сегментного сопла

В области сопряжения конической поверхности и плоскости среза отмечаются одиночные более крупные вихри. Природа их аналогична вихрям в ребрах призматического сопла.

**Течение в кососрезанном сопле**

Кососрезанное сопло используется для резкого поворота сверхзвукового потока на угол до 30...40° относительно оси камеры сгорания и создания постоянной управляющей боковой силы. Эксперименты, проведенные методом уноса массы, на конических соплах с косым срезом показывают (рис. 6), что наличие косого среза не оказывает никакого воздействия на турбулентную структуру предыдущего сверхзвукового течения. Все формы устойчивости потоков у стенки не претерпевают никаких изменений при переходе на короткую, длинную и срединную образующие. При этом проявляется характерное для всех сверхзвуковых течений свойство, когда обратная связь вверх по потоку отсутствует, а течение никак не реагирует на приближающиеся преграды и изменения формы стенки сопла.



Рис. 6 Отпечаток вихревого течения в зоне разгара конического сопла с косым срезом

Наличие косого среза не приводит к возникновению положительных градиентов давления, если самая длинная часть стенки работает в расчетном режиме. В случае если она работает в режиме перерасширения, то в этой области возникают локальные вторичные пространственные течения, направленные внутрь сопла.

**Поворотное управляющее сопло**

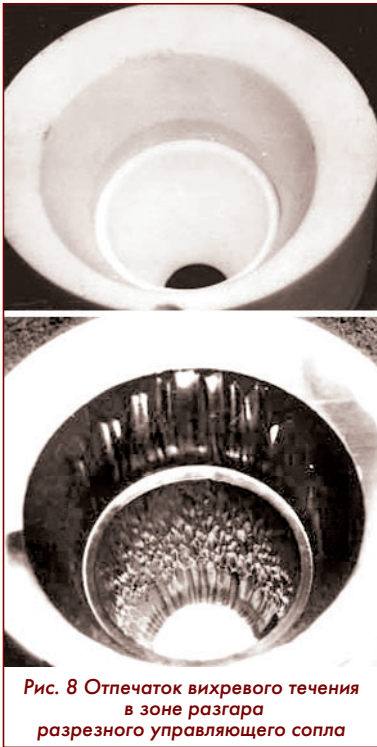
Турбулентное течение в поворотном управляющем сопле существенно зависит от условий на входе в сверхзвуковую часть, и в зависимости от этих условий, а также от длины и формы сверхзвукового сопла, формируется структура течения на наветренной и подветренной части. Тривиальный поворот сопла относительно камеры сгорания не может служить критерием возникновения наветренной стороны в области наибольшего геометрического угла атаки. Вдоль стенки сопла происходит перераспределение давления, которое имеет колебательный характер. На одной и той же образующей, в зависимости от условий течения, могут последовательно располагаться наветренные и подветренные зоны. При этом возникающие боковые усилия периодически меняют знак. С определенным периодом изменяются тепловые потоки, приводящие к несимметричному уносу. Газодинамическая структура двухфазного турбулентного потока также меняется и становится несимметричной. На рис. 7 представлена фотография несимметричного уноса из-за осаждения конденсированной фазы. На наветренной стороне виден след несимметричного прогара стенки сопла.



Рис. 7 Прогар стенки поворотного управляющего сопла

**Разрезное управляющее сопло**

Разрезное управляющее сопло (РУС) отличается от поворотного управляющего сопла тем, что поворот потока осуществляется в сверхзвуковой его части. Под воздействием рулевых машинок часть сопла вводится в поток, а часть из него выходит,



**Рис. 8 Отпечаток вихревого течения в зоне разгара разрезного управляющего сопла**

образуя зоны наветренно-го и подветренного течений, формирующие результирующую эпюру сил давления и боковой силы.

На рис. 8 зафиксированы следы воздействия турбулентного течения на наветренной стороне РУС. Возникший при повороте стенки в сторону потока положительный градиент давления приводит к образованию вихрей Тейлора-Гёртлера. Аналогичная картина получена на сегментном сопле. Образуются третичные течения. Но вопреки ожиданию более сложной картины течения, когда высоко турбулизованный поток у стенки на-текает на излом, подобный клину, и разбивается в области удара об неё, его структура, наоборот упрощается и становится похожей на структуру вторичного течения. Размеры вихрей Тейлора-Гёртлера по-прежнему удовлетворяют зависимостям для амплитуды  $\Delta\delta$ , а их форма и количество со временем не изменяются.

**Торсионные структуры в диффузоре высотного сопла**

При испытании высотного сопла модельного ЖРД в диффузоре были зафиксированы следы трехмерного течения на стенке,

проявившиеся в виде отпечатков конденсированных продуктов сгорания углеродсодержащего топлива (сажи).

На рис. 9 видны ячеистые образования на поверхности диффузора, расположенные в шахматном порядке со сдвигом на полпериода. Эти образования возникают в результате контакта попарно скрученных жгутов со стенкой сопла. Такое торсионное течение формируется после втекания продольных вихрей Тейлора-Гертлера в безградиентную область. При этом пары соседних вихрей образуют устойчивые жгуты (скрутки), высланные на поверхности стенки.

**Выводы**

Приведенные выше примеры турбулентного течения в каналах сложной формы являются наиболее показательными. Они наглядно демонстрируют основные положения торсионно-волновой теории и подтверждают основополагающие утверждения.

- Турбулентность - это сложная вихревая динамика, отражающая устойчивые формы высокоструктурированного течения рабочего тела в каналах и при обтекании сложных аэродинамических форм. Переход от одной формы устойчивости к другой происходит скачкообразно.

- Любое турбулентное течение можно представить как сложную комбинацию четырех видов простых течений: поступательного, колебательного, вращательного и торсионного.

- Каналы сложной формы создают условия для образования продольных вихревых структур.

**Перечень источников**

1. Kochetkov, Yu.M., Gubertov, A.M., Mironov, V.V. Similarity of heat and mass transfer processes in supersonic flow past steps, cavities and joints (1996) Heat Transfer Research, 27 (1), pp. 179-183.
2. Kochetkov, Yu.M., Kravchik, T.N., Podymova, O.A. Five Theorems of Turbulence and Their Practical Application (2019) Russian Engineering Research, 39 (10), pp. 855-861.
3. Губертov А.М., Миронов В.В., Кочетков Ю.М. и др. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива // М.: Машиностроение, 2004. 511 с.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

**ИНФОРМАЦИЯ. МГТД для БПЛА**

**В** ходе выполнения задач СВО всё большую значимость приобретают различные типы БПЛА, в том числе и оснащенные малогабаритными ПТД. Массовое применение таких БПЛА диктует необходимость поиска технологий, обеспечивающих высокие темпы производства двигателей. Одной из новых технологий является аддитивная технология, с помощью которой на первом этапе был выполнен поиск материалов и отработка технологических приёмов.

К началу СВО учёными ФГУП "ВИАМ" были разработаны термостойкие сплавы, имеющие повышенную по сравнению с зарубежными аналогами прочность, и изготовлены из них образцы для испытаний. Затем последовало изготовление и испытания МГТД-10, МГТД-20 и МГТД-125, изготовленными по аддитивной технологии.

Ещё в 2020 г. были проведены лётные испытания МГТД-20 на БПЛА А30 (разработка ОКБ им. М.П. Симонова). В ходе полета БПЛА А30 достиг 154 км/ч на высоте 170 метров. При этом максимальные обороты



двигателя составили 101 600 об/мин, а рабочие - 58 000 об/мин.

Не отстают от России и китайские специалисты, которые провели испытания почти полностью созданного с помощью 3D-печати МГТД мощностью 160 кгс, который в ходе полета обеспечил БПЛА достижение скорости  $M = 0,75$  на высоте 6000 м. Полёт продолжался 30 минут.

При проектировании двигателя была применена топологическая оптимизация - математический метод проектирования, позволяющий определить наиболее эффективное распределение материала в конструк-

ции для снижения его количества (массы) в данной точке конструкции при обеспечении необходимых прочностных характеристик. В результате получились сложные, паутинообразные конструкции, которые невозможно создать с помощью традиционных технологий. В этом двигателе все вращающиеся части и компоненты (а это 3/4 от общей массы двигателя), были изготовлены с помощью 3D-печати. В итоге удалось сократить общее количество деталей в двигателе, снизить его массу, упростить эксплуатацию и техническое обслуживание.



# УНИВЕРСАЛЬНЫЙ ТРУБЧАТЫЙ ТЕПЛОБМЕННИК ТОРОИДАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ В СОСТАВЕ ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ КОНСТРУКЦИИ

Юрий Аркадьевич Ошев, д.т.н.

*Рассмотрено устройство и работа трубчатого теплообменника в составе осесимметричных конструкций. Матрица теплообменника размещается во внешнем корпусе или в проточной части внешнего контура двухконтурного газотурбинного двигателя. Условие требуемого теплообмена определяет длину спиралеподобных каналов и их суммарное проходное сечение. Теплообменник обеспечивает значительное увеличение эффективности и надежности. Внешний корпус может быть выполнен без тороидальности, что придает теплообменнику универсальность.*

*The article discusses the design and operation of a tubular heat exchanger as part of an axisymmetric structure. The heat exchanger matrix is located in an external casing or in the flow path of the external circuit of a two-circuit gas turbine engine. The required heat exchange condition determines the length of the spiral-like channels and their total cross-sectional area. The heat exchanger provides a significant increase in efficiency and reliability. The external casing can be designed without toroidal features, making the heat exchanger more versatile.*

**Ключевые слова:** тороидальный теплообменник, двух и многоконтурные газотурбинные авиадвигатели, рекуператор космической газотурбинной установки.

**Keywords:** toroidal heat exchanger, two- and multi-circuit gas turbine aircraft engines, space gas turbine recuperator.

## Введение

Ненадежность теплообменного оборудования приводит к авариям подчас с очень тяжёлыми экологическими последствиями. Например, Бхопальская катастрофа - крупнейшая по числу жертв техногенная катастрофа современной истории, произошедшая на химическом заводе американской корпорации UnionCarbide, расположенном в индийском городе Бхопал. В ночь на 3 декабря 1984 года непосредственно в момент катастрофы погибло более 3 тысяч человек и не менее 15 тысяч умерло в последующие дни. Общее количество пострадавших оценивается в более чем 150 тысяч человек [1]. Причиной трагедии стал аварийный выброс 42 т паров метилизоната при разрушении перегревшегося резервуара. Облако тяжелых паров накрыло территорию завода, железнодорожный вокзал и близлежащие поселки с высокой плотностью населения.

Другой пример - в 1957 году при Кыштымской аварии на уральском комбинате Маяк разорвало резервуары с радиоактивными отходами тоже из-за перегрева при недостаточном охлаждении.

Надежность оборудования важна для недопущения экологических техногенных катастроф, особенно на производствах с высокотоксичными и взрывоопасными веществами. Надежность оборудования важна при проведении уникальных работ и экспериментов.

Рассмотрим процесс повышения эффективности и надежности теплообменного оборудования на примере трубчатого тороидального теплообменника.

Повышение надежности, эффективности и экономичности авиационных турбореактивных двигателей при эксплуатации является одной из главных задач при их проектировании. Одним из основных методов является повышение температуры газа на входе в турбину высокого давления (ТВД), что и наблюдается при переходе от одного поколения двигателей к каждому последующему. При этом параллельно разрабатываются системы охлаждения наиболее теплонапряженных узлов ТВД, как-то рабочих и сопловых лопаток, дисков и некоторых опор горячей части двигателя и т.д. Для охлаждения отбирается теплый воздух за компрессором двигателя или за какой-либо его ступенью. Желательно дополнительно и наиболее эффективно охлаждать этот воздух, пропуская через теплообменник, в котором охлаждающим теплоносителем служит встречный поток атмосферного воздуха, проходящий в проточной части внешнего контура двухконтурного газотурбинного двигателя.

Тороидальный трубчатый теплообменник (ТТО) наиболее полно подходит для решения обсуждаемой задачи. Он легко встраивается в конструкцию осесимметричных аппаратов, таких как газотурбинные авиационные двигатели и газотурбинные энергоустановки,

в том числе космического применения. Исходными данными являются температура  $T_1$  на входе внешнего контура ТТО и расход  $G_1$  во внешнем контуре, температура  $T_{2\text{вых}}$  на выходе внутреннего контура ТТО и расход  $G_2$ . Максимально возможная эффективность охлаждения газа внутреннего контура ограничена соотношением

$$\Delta T_2 = T_{2\text{вх}} - T_{2\text{вых}} < T_{2\text{вх}} - T_1.$$

Известные схемы ТТО (например, [2, 3]) имеют малые показатели  $\Delta T_2$ . Известные схемы теплообменников - рекуператоров космических газотурбинных установок ориентированы на кубические конфигурации [4, 5], содержащие пакеты паяных или сварных пластин, обладающие технологическими и эксплуатационными сложностями. Рабочее давление теплоносителя стремится расщепить паяные или сварные швы пластин, при изменении режимов работы создает усталостные трещины, приводящие к разрушению швов с течением времени. Кроме того, необходимо разрешать компоновочные трудности по встраиванию таких "чемоданов" в общий объем, поскольку космические газотурбинные установки [6] имеют осесимметричную конструкцию.

Обсуждаемый ТТО позволяет достичь значительного увеличения эффективности теплообмена  $\Delta T_2$  путём удлинения каналов внутреннего теплоносителя с сохранением малого гидравлического сопротивления благодаря увеличению их суммарного проходного сечения, а переход от пластин к трубчатым соединениям значительно повышает надёжность функционирования.

## Устройство теплообменника

ТТО содержит матрицу, размещаемую в полости внешнего контура турбореактивного двигателя. В энергоустановках матрица помещается в тороидальный корпус, образующий объем теплоносителя низкого давления. На рисунке 1 отсутствующие позиции 1, 2, 3 принадлежали внешнему корпусу, входному и выходному патрубкам внешнего теплоносителя. Матрица ТТО образована из перпендикулярных продольной оси матрицы слоев (рисунок 1), каждый слой образован из одинакового количества плоских секций (рисунок 2), каждая плоская секция состоит из нескольких трубок и двух концевых элементов в виде колец (рисунок 3), располагаемых на большом и малом диаметре матрицы.

На рисунках 1, 2, 3 приняты следующие обозначения: 4 - входной патрубок внутреннего теплоносителя, 5 - входной кольцевой коллектор внутреннего теплоносителя, 6 - выходной патрубок внутреннего теплоносителя, 7 - выходной кольцевой коллектор внутреннего теплоносителя, 8 - осесимметричная матрица, 9 - группа трубок плоской секции, 10 - концевой элемент плоской секции для большого диаметра матрицы, 11 - концевой элемент плоской секции для малого диаметра матрицы, 12 - кольцевой проходной коллектор,  $n$  - количество групп спиралеподобных каналов в матрице,

равное количеству плоских секций в слое матрицы,  $t$  - шаг спиралеподобного канала,  $D$  - большой диаметр матрицы,  $d$  - малый диаметр матрицы,  $\delta$  - толщина концевой элемента плоской секции,  $\Phi$  - диаметр концевой элемента плоской секции,  $2m$  - общее количество слоев в матрице теплообменника, А, Б, В, Г, Д, Е, Ж, И - обозначение концевых элементов на большом диаметре матрицы, а, б, в, г, д, е, ж, и - обозначение концевых элементов на малом диаметре матрицы.

В обсуждаемом варианте ТТО (рисунки 1, 2, 3) внутри тороидальной матрицы вокруг продольной оси образованы спиралеподобные каналы из трубок 9, сгруппированных по три штуки в каждой из восьми плоских секций в каждом слое матрицы, с чередующимся изменением радиального размера спирали между большим  $D$  и малым  $d$  диаметрами матрицы в последовательных слоях (1-2-3-...) матрицы. Общее количество спиралеподобных каналов в матрице равно 24.

Группы спиралеподобных каналов образованы посредством размещения на малом диаметре  $d$  матрицы заглушек на концевых элементах плоских секций крайних слоев матрицы и между четными и нечетными слоями матрицы и размещения на большом диаметре  $D$  матрицы заглушек на концевых элементах плоских секций между нечетными и четными слоями матрицы (на рисунке 1 заглушки показаны жирными линиями). Заглушки на концевые элементы плоских секций одного слоя матрицы, если они изготавливаются, например, из эластичного высокотемпературного материала типа графлекс, могут быть выполнены в виде общего кольца, соответствующего большому или малому диаметру матрицы.

Внутренний теплоноситель проходит через входной патрубок 4 и входной коллектор 5 в концевые элементы А1, Б1...И1 на большом диаметре матрицы и далее по трубкам 9 каждой плоской секции первого слоя до концевой элемента на малом диаметре а1, б1...и1, затем переходит в соседние концевые элементы второго слоя на том же малом диаметре плоских секций второго слоя матрицы, соответственно в2, г2...б2 и по трубкам второго слоя матрицы доходит до концевых элементов на большом диаметре, соответственно В2, Г2...Б2, затем переходит в соседние концевые элементы третьего слоя матрицы соответственно Д3, Е3,...Г3 и т.д. пока не пройдет все слои матрицы и не окажется в кольцевом выходном коллекторе 7. Таким образом формируется перекрестно-противоточная схема теплообмена, поскольку в межтрубном пространстве поток внешнего теплоносителя идет справа налево. От каждого концевой элемента на большом диаметре в первом слое матрицы уходят внутрь матрицы сквозные спиралеподобные каналы, образуя семейство перекрестно-поперечных трубок плоских секций - пример на рисунке 2, при этом одна линия обозначает семейство трубок плоской секции, как это видно на рисунке 3. Два спиралеподобных канала приведены на рисунке 1 в виде условной продольной схемы, где цифры 1, 2... при буквах А, В...указывают на порядковый слой матрицы. Проследим одну группу спиралеподобных каналов, условно показанных на рисунке 1: А1 - а1 - в2 - В2 - Д3 - д3 - ж4 - Ж4 - А5 - а5 - д(2m-1) - ж(2m) - Ж(2m). В рассматриваемом примере таких групп спиралеподобных каналов восемь, с началом А1, Б1, В1, Г1, Д1, Е1, Ж1, И1. На расстоянии, равном  $4\delta$ , установлен кольцевой проходной коллектор 12, выравнивающий перемешиванием температуру и расход внутреннего теплоносителя, выходящего из параллельных тороидальной спирали спиралеподобных каналов: от Ж4 до Е4 в 4-м слое матрицы.

Возможно изготовление матрицы теплообменника сборкой отдельных слоёв из плоских секций, каждая из которых изготавливается, например, современным процессом лазерной наплавки, из трубок, заготовок концевых элементов с соответствующими заглушками. При этом появляется целый набор плоских секций: правая и левая заглушки на малом или на большом диаметре. Собранный из слоев матрица, например, стягивается продольными шпильками, проходящими между трубок на всю длину матрицы. Монолитными могут изготавливаться также целые слои матрицы в виде соответствующих наборов. Вся матрица может быть выполнена монолитной на сварных швах.

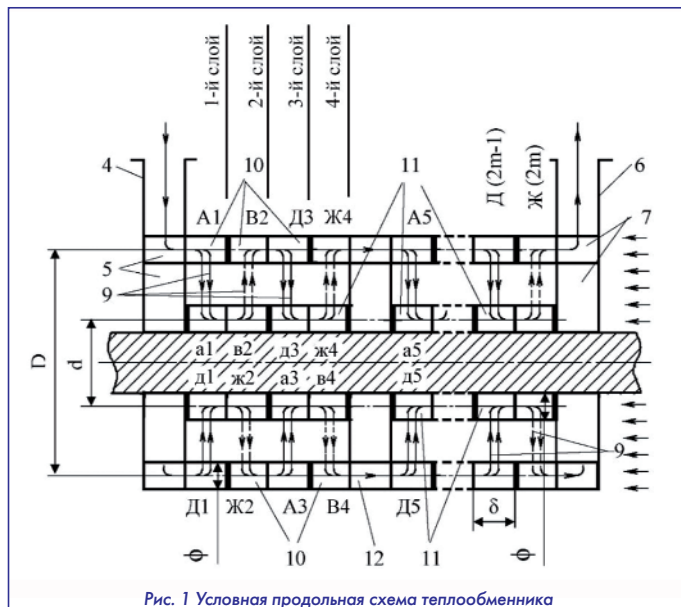


Рис. 1 Условная продольная схема теплообменника

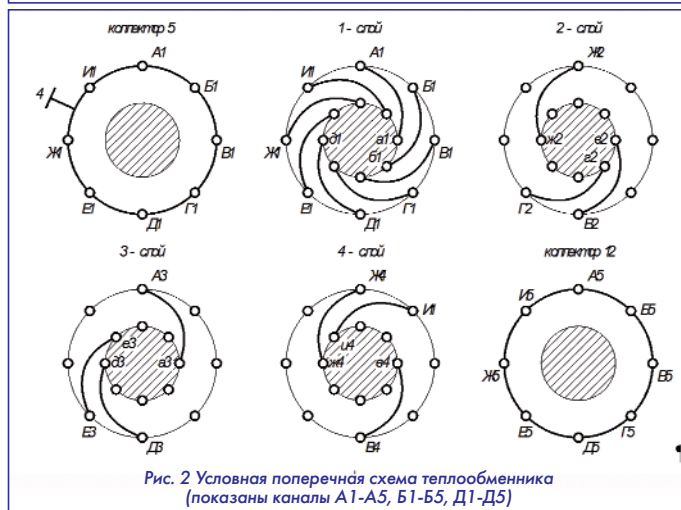


Рис. 2 Условная поперечная схема теплообменника (показаны каналы А1-А5, Б1-Б5, Д1-Д5)



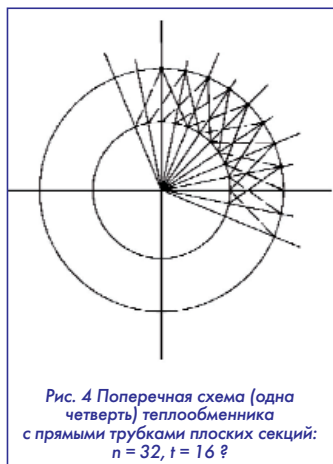
Рис. 3 Плоская секция из группы трубок и концевых элементов на большом и малом диаметрах матрицы

В космических ядерных газотурбинных энергоустановках [6] имеется два теплообменника: рекуператор и холодильник. И если холодильник может быть объединен с внешним холодильником-излучателем энергоустановки, то рекуператор призван улавливать отходящее тепло, и теплообмен в нем происходит между отработавшим в турбине теплоносителем и теплоносителем, выходящим от компрессора в нагреватель. В рекуператоре по трубкам 9 проходит теплоноситель с большим давлением (после компрессора), а по межтрубному объёму в корпусе - теплоноситель с меньшим давлением (после турбины). Это позволяет уменьшить толщину стенок трубок 9 и концевых элементов 10, 11, рассчитывая их прочность только на разность давлений теплоносителей. При этом дополнительно увеличивается эффективность теплообмена и снижается масса ТТО. Корпус ТТО может быть выполнен без тороидальности, что придает описываемому ТТО универсальность.

При больших значениях диаметра  $d$  и сравнительно близких значениях диаметров  $D$  и  $d$  можно значительно увеличивать количество групп спиралеподобных каналов в слое. Предельное количество плоских секций в слое матрицы определяется соотношением диаметра концевой элемента 11 и длиной окружности малого диаметра  $d$ . При плотном размещении концевых элементов 11 на ма-

лом диаметре матрицы возможно объединение их в единое кольцо, увеличивающее надежность - общую прочность и жесткость конструкции ТТО.

При этом трубки в плоских секциях между концевыми элементами 10, 11 выполняют прямолинейными без гибки, что значительно упрощает технологию сборочных операций при изготовлении теплообменников. Пример показан на рисунке 4 для одной четверти круга поперечной схемы теплообменника и на рисунке 5 для схемы одного спиралеподобного канала теплообменника с прямыми трубками плоских секций:  $n = 32, 2m = t = 16\delta$ . Образование шага спирали спиралеподобных каналов матрицы подробно рассмотрено в [7].



**Сравнительная эффективность теплообмена**

Образуемые группы спиралеподобных каналов в матрице теплообменника обеспечивают значительное увеличение эффективности теплообмена, поскольку длина спиралеподобных каналов во много раз превосходит известную [3], где она равна длине трубок одной плоской секции при однократном проходе внутреннего теплоносителя между концевыми элементами большого и малого диаметров.

Условие требуемого теплообмена  $\Delta T_2$  определяет длину спиралеподобных каналов, пропорциональную количеству слоев матрицы, и суммарное проходное сечение, равное сумме площадей поперечного сечения трубок всех плоских секций, расположенных в одном слое матрицы.

Например, при применении в плоских секциях трубок 12x1 мм толщина концевых элементов  $\delta$  (с прокладкой 2 мм) равна 16 мм, и вся сборка матрицы из 16 слоев имеет продольный размер 256 мм. Длина спиралеподобных каналов многократно превышает продольный размер матрицы теплообменника. При этом суммарное проходное сечение всех спиралеподобных каналов (при четырех трубках 12x1 мм в плоской секции) эквивалентно трубопроводу с внутренним диаметром 113 мм. Если принять зазор между трубками 12x1 равным их диаметру, то диаметр концевой элемента оце-

нивается  $\approx 100$  мм и при  $n = 32$  они размещаются на малом диаметре матрицы размером  $d \approx 1$  м. Эффективность теплообмена соотносится пропорционально длинам каналов и увеличению площади теплообмена в  $2m = 16$  раз.

Для той же длины матрицы, но при двух трубках 26x1 мм в плоской секции,  $\delta = 32$  мм,  $2m = 8$ , и площадь теплообмена увеличивается в  $2m = 8$  раз, но суммарное проходное сечение всех каналов уже эквивалентно трубопроводу с проходным диаметром 192 мм, при трех трубках - 235 мм.

Продольный размер матрицы может быть увеличен до предельного, при заполнении имеющихся свободных габаритных продольных размеров в двигателе для достижения наибольшего эффекта охлаждения  $\Delta T_2$  внутреннего теплоносителя. Совместное варьирование эффективности теплообмена и проходного сечения теплообменника должно проводиться более конкретно для реальной конструкции двигателя.

Теплообменник позволяет через отдельные группы спиралеподобных каналов подавать внутренний теплоноситель для разных систем, автономно работающих друг от друга, и даже внутренние теплоносители разного типа при общем внешнем охлаждающем теплоносителе в межтрубном пространстве, соответствующим образом корректируя конструкцию коллекторов.

**Заключение**

Рассмотрено устройство и работа универсального трубчатого теплообменника, тороидальной конфигурации в составе осесимметричных конструкций, таких как авиационные газотурбинные двигатели и газотурбинные энергоустановки космического применения. Матрица теплообменника размещается в проточной части внешнего контура двухконтурного газотурбинного двигателя или корпуса энергоустановки. Условие требуемого теплообмена определяет длину спиралеподобных каналов, пропорциональную количеству слоев матрицы, и суммарное проходное сечение всех каналов. Теплообменник обеспечивает значительное увеличение эффективности теплообмена, а сварные трубчатые соединения обладают повышенной надежностью при эксплуатации ТТО. □

**Список источников**

1. Бхопальская катастрофа. Википедия, 2025.
2. Патент РФ № 2680636, 2018.
3. Патент РФ № 2727105, 2020.
4. Европейская заявка № 0434553, 1990.
5. Конюхов В.Г., Конюхов Г.В. Теплофизика ядерных энергетических установок. М.: Янус-К, 2009. 251 с.
6. Коротеев А.С. и др. Ядерная энергодвигательная установка космического аппарата. // Известия РАН, Энергетика. 2015. № 5. С. 45-49.
7. Патент РФ № 2844670, 2025.

Связь с автором: +79194610464

Автор выражает признательность: д.т.н. Ю.Н. Кочеткову за обсуждение и Т.Г. Верютиной и К.В. Готовцеву за помощь в оформлении материалов статьи.



# ПАРОПОРШНЕВЫЕ МОДЕЛИ

Если перефразировать наставника молодёжи товарища Петрыкина из известного отечественного кинофильма "Большая перемена" (1973 г.) режиссёра Алексея Коренева, то можно утверждать, что путь к большим достижениям в работе энергетиком начинается с технического творчества. А модели поршневых паросиловых установок – это нестаряющиеся объекты для начального изучения основ теплотехнической науки.



Учитывая рост частоты и масштабов стихийных природных явлений в мире, можно предположить, что протяжённые высоковольтные воздушные линии электропередачи от мощных электростанций будут не выдерживать сильнейших ветровых нагрузок и уступят место существенно более дорогим высоковольтным кабельным линиям. Это окажется не вполне выгодным с технико-экономической точки зрения. Поэтому альтернативой централизованной электроэнергетике может стать малая энергетика.

Необходимо помнить, что в генерирующих установках малой энергетики наиболее высокий электрический КПД будет достигаться при прямом приводе электромашинных генераторов не турбинами, а поршневыми двигателями, к которым, в частности, относятся паровые машины. Они могут иметь меньший расход пара, чем лопаточные и винтовые паровые турбины. А показатели надёжности, ресурса и габаритов у паровых машин также могут быть лучше, чем у турбин при электрических мощностях, соответствующих микроТЭЦ (до 100 кВт) и мини-ТЭЦ (до 10 МВт). Однако нужны молодые кадры.

Начать путь в малую паропоршневую энергетику лучше с простых бумажных макетов. Будущие техники и инженеры могут сделать, к примеру, силуэтные разборные модели паровой машины и паровоза [1, 2]. Они дают наглядное представление о паросиловых конструкциях и совершенно безопасны при их изучении.

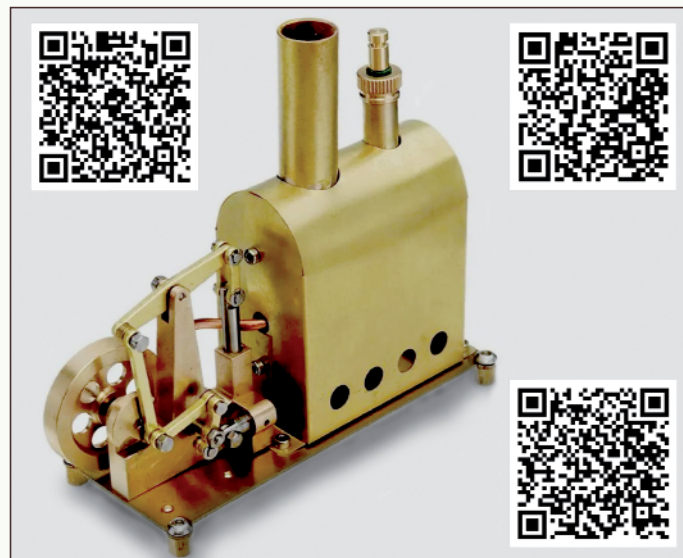
Потом целесообразно перейти к изучению и созданию более сложных моделей – в металле и действующих. Конечно, можно купить готовые действующие паровые поршневые модели разной техники, например, такие, как на фото. Эти "игрушки" работают на самом настоящем водяном паре, что уже накладывает соответствующие правила безопасной эксплуатации. Модели выпускают как специализированные фирмы, так и частные умельцы. В производстве используют, к примеру, медь, латунь и сталь. Паровой котёл оснащают предохранительным клапаном. А топливом для таких "игрушек" служит сухой спирт.

Однако полезнее самому спроектировать и изготовить действующую модель паропоршневой силовой установки. На фото приведены QR-коды для быстрого и свободного доступа к нужной в этом деле литературе. Так, в 1930-х гг. советские школьники успешно осваивали паропоршневой моделизм: строили небольшие паровые локомотивы [3] (в сущности – паровозы без экипажной части и с приводом не на колёса, а на внешнюю нагрузку), паровые котлы и машины [4]. В наше время российский школьник Алексей Соколовский (г. Иваново) вдохновился советской литературой по паротехническому творчеству и построил рабочую модель стационарной паромашинной силовой установки [5].

**Иван Сергеевич Трохин**, инженер

О новой жизни старых идей в паромашинной технике, полезной для юных энергетиков, увлекательно и в чертежах рассказано в послевоенной отечественной литературе [6-9]. Её можно рекомендовать и желающим построить действующие модели катеров, пароходов, автомобилей и, возможно, даже самолётов и вертолётов.

Завершая обзорный рассказ о паропоршневых моделях, хочется привести несколько ярких примеров для взрослых. В 2010-х гг. Сергей Терехов и Павел Чилин на даче в Ленинградской области за 8 лет создали узкоколейный паровоз и построили собственную железную дорогу со своеобразным локомотивным делом "ТЧ" (по первым буквам фамилий, или "тяговая часть" – по железнодорожной терминологии). Потом Павел ещё смастерил паровой катер. Московский учёный Валентин Гусаров (светлая ему память) защитил докторскую диссертацию [10], посвящённую, в частности, паровым машинам для малой энергетики. В науке ему помогла модель паромашинной силовой установки собственной надёжной конструкции, внешне подобной той, что на фото внизу. А паропоршневых дел мастера под научным руководством учёного-двигателя, Ветерана труда и давно известного друга моделистов Владимира Дубинина [11] всегда рады общению с единомышленниками и начинающими юными дарованиями и моделистами, желающими стать энергетиками. **П**



## Список источников

1. Горизонтальная паровая машина: разбор. модель. М.: Изд. И.Н. Кнебель, 1909. - URL: <http://search.rsl.ru/ru/record/01003757169> [Фонд РГБ].
2. Паровоз. Серия С: разбор. модель / Сост.: Я.Ф. Альтшулер, С.П. Сыромятников. М.: Транспечать НКПС, 1929. - URL: <https://search.rsl.ru/ru/record/01009008546> [Фонд РГБ].
3. Постников С. Самодельный локомотив. М.: Детгиз, 1935. [Фонды НЭБ и РГДБ].
4. Баранов С. Действующие модели тепловых машин. М.: ОНТИ. Гл. ред. науч.-попул. и юнош. лит., 1936. [Фонд ГПНТБ России].
5. Соколовский А. Модель парового двигателя // Моделист-конструктор. 2023. № 1. С. 14-17.
6. Романов И.Д. Паровые двигатели для морских моделей. М.: ДОСААФ, 1951.
7. Филиппычев А.В. Альбом чертежей тепловых двигателей моделей судов. М.: ДОСААФ, 1953.
8. Хлопин О. Паросиловая – из ДВС // Моделист-конструктор. 1993. № 1. С. 23.
9. Михеев В.Р. Рождение вертолета: [монография]. М.: Изд-во МАИ, 1993. - URL: <https://elibrary.mai.ru/MegaPro/Download/MObject/43784> [Фонд Электрон. б-ки МАИ].
10. Гусаров В.А. Разработка генерирующего комплекса сельской микро-сети с применением возобновляемых источников энергии: дис. ... д-ра техн. наук / Федерал. науч. агроинж. центр "ВИМ". М., 2019.
11. Общероссийская общественно-научная группа "Промтеплоэнергетика": сайт и электрон. почта. - URL: <https://energodub.ru/> (promteploenergetika@rambler.ru).

# ТУРБУЛЕНТНОСТЬ ВНУТРИ УДАРНОЙ ВОЛНЫ

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

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

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

*В работе представлены дополнительные доказательства пятой теоремы турбулентности о невозможности существования вихрей в сверхзвуковом потоке. Ранее результаты, основанные на положении о том, что в этой области расширения потока существует только отрицательный градиент давления, однозначно утверждали отмеченный факт. Но возможное присутствие в потоке скачков уплотнения говорит о наличии в них положительных градиентов давления и принципиальной возможности появления завихрённого течения. Доказательство ламинарного течения внутри скачков основано на анализе их ширины. С помощью метода молекулярно-кинетической теории было показано, что ширина скачка составляет величину порядка длины свободного пробега молекул. Такого же размера оценивается масштаб А.Н. Колмогорова, который является границей перехода вихря в тепловую энергию. Этот факт можно считать доказательством присутствия в ударной волне ламинарного сечения.*

*The paper presents additional evidence for the fifth turbulence theorem, which states that vortices cannot exist in a supersonic flow. Previously, results based on the assumption that only a negative pressure gradient exists in this region of flow expansion have unequivocally confirmed this fact. However, the possible presence of shock waves in the flow suggests the existence of positive pressure gradients and the potential for vortical flow. The proof of laminar flow within the shock waves is based on an analysis of their width. Using the method of molecular-kinetic theory, it was shown that the width of the discontinuity is of the order of the mean free path of the molecules. The Kolmogorov scale, which is the boundary of the transition of the vortex into thermal energy, is estimated to be of the same size. This fact can be considered as evidence of the presence of a laminar section in the shock wave.*

**Ключевые слова:** турбулентность, ударная волна, вихрь, длина свободного пробега, число Колмогорова.

**Keywords:** turbulence, shock wave, vortex, mean free path, Kolmogorov number.

Важным аспектом турбулентного течения рабочего тела является характер его поведения при пересечении потоком ударной волны, сформировавшейся в сверхзвуковой области течения. Ударная волна, или упрощенно скачок уплотнения, является важным аспектом сверхзвукового течения. Это явление природы, проявляющееся в газодинамической сплошной реальной среде и являющейся вязко-упругой субстанцией. Вязкость и сжимаемость сверхзвукового потока - определяющие параметры сверхзвукового течения. В условиях вязкого, сжимаемого сверхзвукового потока возникает ударная волна. Поток в этой области сжимается, тормозится, а при определённых условиях может пересечь зону критического значения и стать дозвуковым. Такая газодинамическая конфигурация называется прямым скачком уплотнения. В экспериментах она четко фиксируется (рис. 1 - 3) с помощью теневых методов исследования газовых потоков.

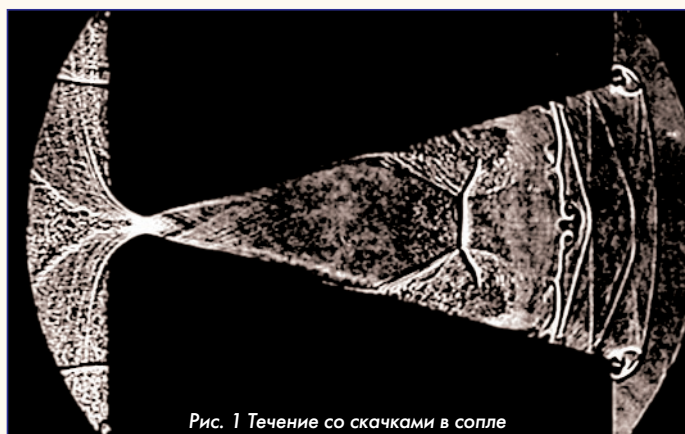


Рис. 1 Течение со скачками в сопле

С помощью этих методов можно определить толщину скачка уплотнения или размах ударной волны сжатия. Исследованиям образования и динамики скачков уплотнения посвящены работы многих величайших естествоиспытателей [1 - 4], таких как Риман, Гюгиони, Прандтль, Зельдович. Они - первооткрыватели этого великолепного феномена - скачка уплотнения - и есть создатели основных теорем функциональных зависимостей и методов.

Первое экспериментальное подтверждение существования в

природе данного явления получил Э. Мах с помощью фотографии пули, летящей со сверхзвуковой скоростью в вязкой упругой среде, которую он зафиксировал с помощью скоростной фотографии (рис. 4). Этот эксперимент подтвердил аналитическое решение Римана, полученное им "на кончике пера". Выражение в кавычках стало нарицательным. Ведь, действительно такие предсказания бывают весьма нечасто. Вслед за ним Гюгиони открыл свою замечательную адиабату, реализующуюся в скачке уплотнения, которая прин-

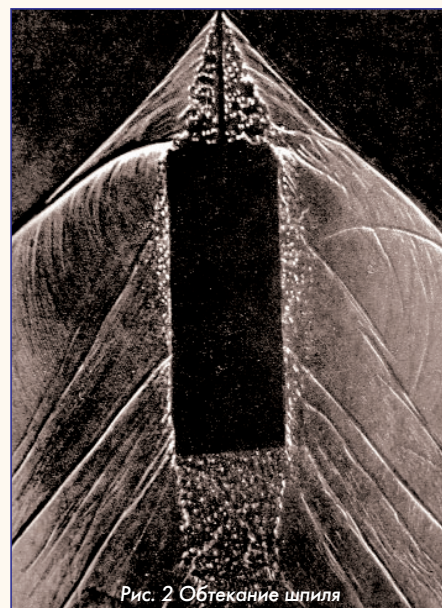


Рис. 2 Обтекание шпилья

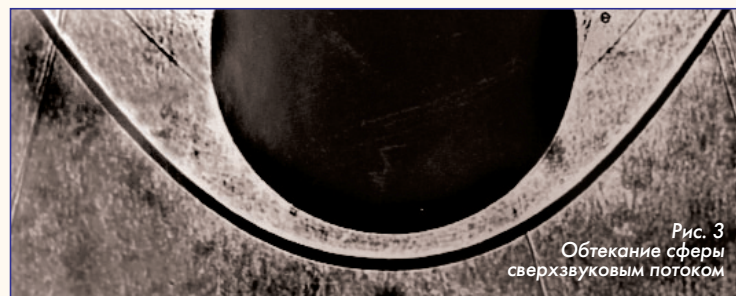


Рис. 3  
Обтекание сферы  
сверхзвуковым потоком

ципально отличается от адиабаты Пуассона и демонстрирует новое качество, присущее ударной газовой динамике. В последствии Прандтль доказал теорему о скоростях, показав, что сверхзвуковая скорость, проходя через скачок уплотнения превращается скачкообразно в дозвуковую. Анализ показывает, что после этого сам поток может быть как турбулентным, так и ламинарным. Все зависит от величины скорости перед скачком.

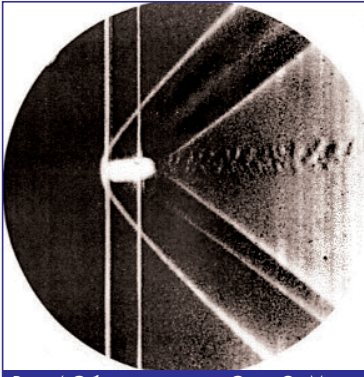


Рис. 4 Обтекание пули. Опыт Э. Маха

Академик Зельдович весьма предметно занимаясь скачками уплотнения (ударными волнами), используя математический аппарат молекулярно-кинетической теории определил толщину скачка уплотнения и дал функциональную зависимость от мощности скачка. Однако, на сегодняшний день, все ещё остается вопрос о том, какой режим течения внутри скачка уплотнения: турбулентный или ламинарный. Этот вопрос имеет методологическое,

даже гносеологическое значение, так как он находится между двумя принципиально разными видами течений сверхзвуковым и дозвуковым. И описываются эти течения разными типами дифференциальных уравнений. Сверхзвуковое - гиперболическим типом, а дозвуковое эллиптическим. И тогда, если рассматривать данное явление как скачок в течении, то справедливо считать, что общее уравнение будет смешанного типа. А если этот феномен - ударная волна, то есть конечная газодинамическая конструкция, имеющая начало и конец в пространстве и времени, то можно ли думать, что эта дополнительная область описывается уравнением параболического типа?

Целью данной статьи является определение и популяризация достижений в области режима течения в ударной волне (скачке), а также дать ответ на вопрос: какой же режим в скачке - турбулентный или ламинарный.

### ПОЯВЛЕНИЕ ТУРБУЛЕНТНОСТИ В СКАЧКЕ

Турбулентным будем однозначно называть вихревое течение. Появление первых вихрей является началом турбулентного течения. Как было ранее показано [5], течение с увеличением числа Рейнольдса от спокойного ламинарного переходит к турбулентному течению и обратно. Существующий переход между двумя этими течениями осуществляется через волновой режим. Была установлена фундаментальная последовательность. Ламинарный режим при усугублении потока продолжается в виде волн Толмина-Шлихтинга, далее появляются градиентные волны Кельвина-Гельмгольца, с которых далее поток "сваливается" и ударяется о поверхность, образуя продольные вихри Тейлора-Гёртлера. Эти вихри и есть начало турбулентности. Продолжение турбулентного течения происходит при достижении потоком безградиентного течения, где вихри Тейлора-Гёртлера попарно скручиваются и образуют жгуты, которые тоже существуют попарно. Это торсионные жгуты, которые оставляют на поверхности следы в виде ячеистых структур, расположенных в шахматном порядке. Если поток дальше разгонять, то он перейдет в область сверхзвукового течения. При этом число Маха с увеличением координаты сначала будет непрерывно увеличиваться. В области, где  $M = 1$  скорость достигает скорости звука и направленное течение станет равным тепловому. А сама область, где это происходит, является той областью состояния частиц рабочего тела (газа), где реализуются критические термодинамические параметры. Это область тепловой локализации. Все интенсивные и экстенсивные параметры потока приобретают статус критических. Если рассматривается канал переменного сечения, то есть если, например, это камера и сопло ЖРД или РДТТ, то в месте наименьшего сечения этого канала будет критическое сечение.

Таким образом производная числа Маха по абсциссе канала будет всегда положительна и нигде не будет менять знака. В критическом сечении на кривой будет точка перегиба, которая будет соответствовать числу Маха равному единице, а скорость звука в этом месте будет критическая. Далее, в соответствии с теоремой Бернулли, статическое давление и плотность потока по длине двигателя будут монотонно падать (рис. 5). Причем в критическом сечении они будут приобретать критические термодина-

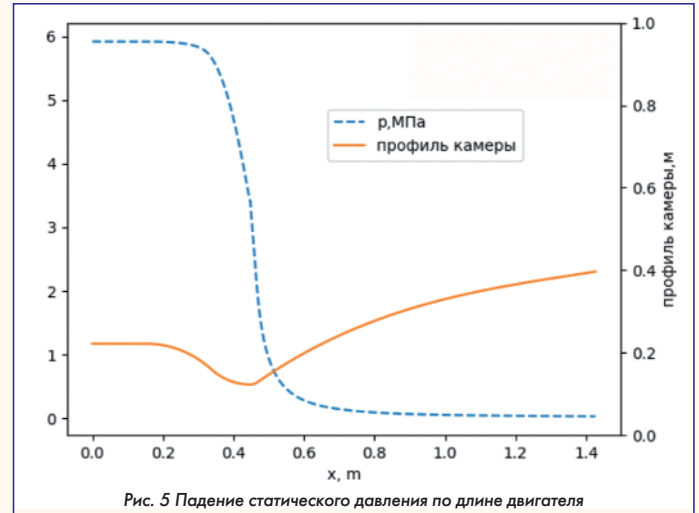


Рис. 5 Падение статического давления по длине двигателя

мические параметры, а кривые в этом месте будут иметь точку перегиба. В отличие от прочих параметров, число Рейнольдса не будет монотонным по длине ЖРД как показано в [6] оно обратно пропорционально ординате контура двигателя и имеет максимальное значение в критическом сечении. То есть число Рейнольдса отнюдь не стремится к бесконечности. Это глубочайшая ошибка, которая привела к неверным выводам разработчиков современной теории турбулентности, а также специалистов по вычислительной газодинамике, работающих с дискретными объектами (расчетными ячейками), которые при стремлении  $Re$  к бесконечности стремятся к нулю, что не позволяет рассчитать поле течения.

Однако всесторонний анализ показывает, что число Рейнольдса всегда конечное. Оно вначале возрастает от нуля до максимального значения в критике, а затем падает в сверхзвуковой части, асимптотически стремясь к нулю. Этот факт говорит о том, что расчетная ячейка не может быть бесконечно малой. Она всегда конечная, а значит расчёт возможен. Проведенные рассуждения дают возможность получить условия возникновения турбулентности. В работе [7] была получена зависимость

$$\text{rotor } V = \pm \sqrt{\frac{\bar{V}}{\mu}} \text{ grad } p,$$

которая однозначно говорит о том, что турбулентность (наличие в потоке завихренности) возникает тогда, когда градиент давления будет положительный. В дозвуковом потоке как было показано в [7] при отрицательном градиенте поток ламинарный, а при положительном он турбулентный.

В сверхзвуковом потоке градиент давления всегда отрицательный, так как в сопле поток расширяется. Значит течение всегда ламинарное. Это утверждение справедливо до тех пор, пока сверхзвуковой канал спрофилирован гладко для потока. Если он спрофилирован так, что будут появляться скачки уплотнения, то в потоке появятся области с положительным градиентом статического давления. И тогда встает вопрос о возможном появлении в потоке турбулентных течений. Для этого следует изучить структуру и размеры скачка, где течение происходит с положительным градиентом давления.

### СТРУКТУРА И РАЗМЕРЫ СКАЧКА

Скачок давления в ударной волне математически представляется функцией Хевисайда. Но это идеальное приближение, принятое для удобства описания процесса. Оно оправдано в силу малой толщины ударной волны. Но поскольку мы хотим разобраться в физике процесса и, более того, определить режим течения в этой области, нужно подробно изучить структуру ударной волны. Для этого воспользуемся экспериментальными данными работы [8]. Рассмотрим рисунки, взятые из этой работы (рис. 6). Очевидно, что кривые роста давления представляют собой кривые насыщения, где в начале, вблизи нулевой отметки наблюдает-

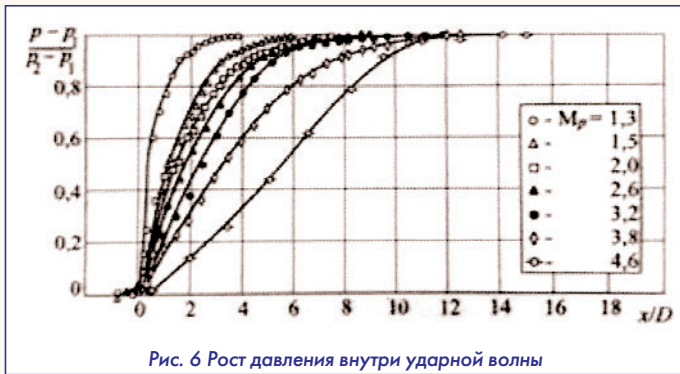


Рис. 6 Рост давления внутри ударной волны

ся некоторая область с практически не изменяющимся давлением. Далее справа некий линейный участок роста, а за ним аperiодический завал до асимптоты, а точнее до точки насыщения. Эта кривая описывает классический процесс насыщения, который появляется во многих разделах науки [9]. В этой работе предлагается универсальная кривая насыщения, которая была получена аналитически на базе законов Аррениуса и действующих масс. Кривая представлена на рис. 7 в безразмерном виде в виде функции  $\psi(\xi)$ . В этой же работе подробно представлены свойства этой функции. В начале она имеет почти горизонтальный участок (область индукции накопления свойств [9]). Затем на большом интервале выделяется линейный участок роста кривой практически при постоянном угле наклона к оси и далее аperiодический участок насыщения до конечного максимального значения. В точке  $\xi = 1 - (\sqrt{2}/2)$  имеется точка перегиба кривой.

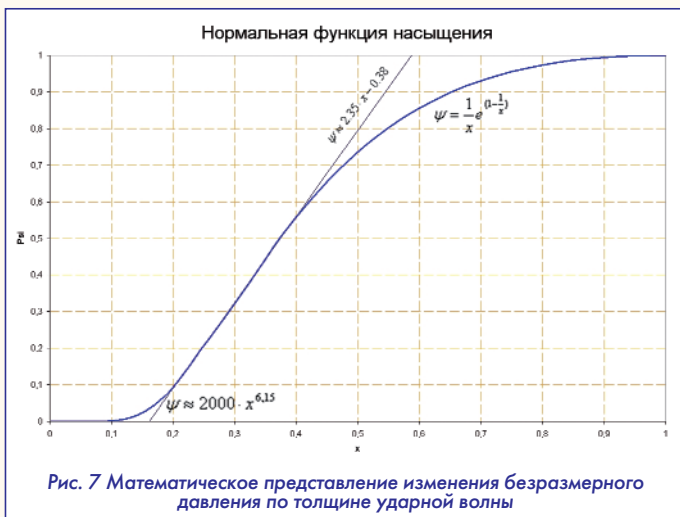


Рис. 7 Математическое представление изменения безразмерного давления по толщине ударной волны

Если этой функцией аппроксимировать кривую ударной волны, то в этой точке должен бы быть осуществлен переход от сверхзвукового течения к дозвуковому. Но расчеты показывают, что результаты, полученные для адиабатической модели истечения, не совпадают с этой точкой. Но они, всё равно, ложатся на прямой участок кривой  $\psi(\xi)$ . Если считать прямой отрезок линией перегиба, то вполне возможно использовать кривую  $\psi(\xi)$  для определения зон дозвукового и сверхзвукового течения.

Если также считать, что  $\psi = P2/P1$  - отношение давлений по краям скачка, а  $\xi = 1$  есть ширина скачка, то внутри скачка находится критическая термодинамическая точка, где происходит переход через звук. Эта критическая точка будет соответствовать значению перехода через критическое сечение, а число Маха где-то в этой области будет равно единице.

С помощью рис. 7 можно, определив значение критического термодинамического давления:

$$\frac{P_1}{P_2} = \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

найти точку на абсциссе, которая разделяет дозвуковой и сверхзвуковой потоки.

Поскольку эта точка находится посредством прямого использования участка на кривой  $\psi(\xi)$ , где она (кривая) отсекает практически до половины ширины скачка, то эффективным габаритом будет примерно только половина скачка. Другая половина будет дозвуковой. Размер скачка необходим для анализа возможности существования в нем вихрей, характерных для турбулентных течений.

**ОЦЕНКА ШИРИНЫ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ**

Ширина скачка уплотнения потребуется для анализа существования в нём вихревых структур. Поэтому, в соответствии с известной теорией изотропной однородной турбулентности А.Н. Колмогорова [10] изначально крупные вихревые структуры, присутствующие в энергодвигательных установках, при увеличении числа Рейнольдса дробятся на более мелкие до определенного значения, когда они превращаются в мелкую однородную вихревую массу, называемую изотропной однородной турбулентностью. То есть они превращаются в структуру, являющуюся автоматической относительно числа Рейнольдса, к которой могут быть применены универсальные законы.

Второй гипотезой в теории Колмогорова, которая важна для нашего случая, является утверждение о том, что при стремлении числа Рейнольдса к бесконечности, вихрь теряет свою устойчивость, рассыпается под действием диссипативных сил и превращается в тепловую энергию. Другими словами, поток становится ламинарным. Для этого случая справедливы молекулярные законы переноса.

Следует ниже отметить значение работ Э. Лоренца, которые повлияли на всё дальнейшее восприятие проблемы турбулентности научной общественностью. Изучая проблемы предсказания погоды, Лоренц расчётным путём пришел к выводу о том, что при числах Рейнольдса, стремящихся к бесконечности, решения ведут себя как-то странно. При большом их многообразии, они укладываются в многочисленные замкнутые замысловатые кривые, имеющие циклический характер и являющиеся областью их притяжения. Эта конфигурация из многообразий различных решений была названа **странным аттрактором**. Выводы, которые из этого результата последовали, сводились к утверждению о том, что при больших числах Рейнольдса, стремящихся к бесконечности, проводить численные расчёты, ожидая получить конечные результаты невозможно, так как при странном аттракторе эти результаты будут неоднозначны.

Да! Но это в случае, когда число Рейнольдса гипотетически стремится к бесконечности. Но ведь оно ограничено значением критических термодинамических параметров и больше этих значения быть не может. Отсюда следует вывод: либо странного аттрактора не существует, либо он находится в критическом сечении, где состояние рабочего тела определяется молекулярно-кинетическими законами, законами хаоса. Скорее всего это второе. Таким образом, странный аттрактор - это зона хаоса при критических термодинамических параметрах, основным параметром из которых является скорость теплового движения молекул или приближено критическая скорость звука  $a_{кр}$ . В результате рассуждений далее можно утверждать, что предельный переход Колмогорова от вихревого течения к тепловому по данной теории является следствием достижения странного аттрактора.

Колмогоров конкретизировал некоторые характерные вещи. Он ввел три основные понятия:

- число Колмогорова или масштаб Колмогорова

$$\eta = \left( \frac{v^3}{\epsilon} \right)^{\frac{1}{4}};$$

- характерный масштаб времени

$$\tau = \sqrt{\frac{v}{\epsilon}}$$

- диссипативная, тепловая скорость

$$u = (v\epsilon)^{\frac{1}{4}}$$

Здесь:  $\varepsilon$  - энергия Колмогорова;  $\nu$  - кинематическая вязкость. Эти выводы позволяют получить характерный размер через термодинамические параметры:

$$\eta = \frac{\nu}{u}$$

Или учитывая, что  $u = a_{кр}$ :

$$\eta = \frac{\nu}{a_{кр}}$$

Последняя формула показывает, при каком значении числа Колмогорова в потоке реализуется самый маленький по размеру вихрь и течение переходит в тепловое движение. Полученная величина в соответствии с молекулярно-кинетической теорией составляет величину порядка длины свободного пробега. С учетом точности методов молекулярно-кинетической теории, можно принимать, что масштаб Колмогорова составляет величину порядка длины свободного пробега молекул:  $\eta = l$ .

В работах Зельдовича [4], Ферри [11] и некоторых других авторов говорится о том, что "все оценки согласно указывают на то, что в сколько-нибудь мощных ударных волнах, ширина фронта (скачка) порядка длины свободного пробега". Другими словами, характерный размер ударной волны или ширина скачка уплотнения  $\Delta$  соизмерима с числом Колмогорова.

В связи с проделанным анализом можно сделать вывод о том, что в скачках уплотнения реализуется тепловое, то есть ламинар-

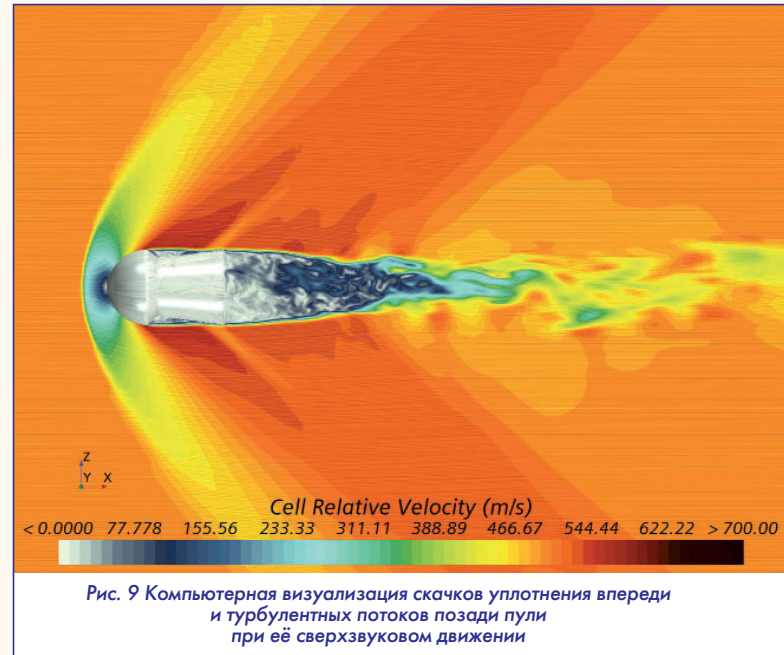


Рис. 9 Компьютерная визуализация скачков уплотнения впереди и турбулентных потоков позади пули при её сверхзвуковом движении

ное течение. А общий вывод подтверждает правильность пятой теоремы турбулентности [12] о невозможности турбулентного течения в сверхзвуковом потоке.

**Список источников:**

1. Карман Т. Сверхзвуковая аэродинамика. Монография. М.: изд. Иностранной литературы, 1948. 98 с.
2. Черный Г.Г. Газовая динамика. Монография. М.: Наука, 1988. 424 с.
3. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. Монография. М.: Дрофа, 2003. 840 с.
4. Зельдович Я.Б. Теория ударных волн и введение в газодинамику. Монография. М.: Изд. АН СССР, 1946. 185 с.
5. Кочетков Ю.М., Подымова О.А. Образование и развитие вихрей в энергетических и двигательных установках // Вестник машиностроения. 2024. № 4. С. 501-504.
6. Кочетков Ю.М., Кочетков Н.Ю., Мкртчян М.К. Турбулентность двухфазных сверхзвуковых потоков // Двигатель. 2025. № 1-3. С. 18-21.
7. Кочетков Ю.М., Кочетков Н.Ю. Турбулентность. Возникновение и область существования // Двигатель. 2025. № 1-3. С. 8-10.
8. Гуськов О.В., Копченев В.И., Липатов И.И. Процессы торможения сверхзвуковых течений в каналах. М.: Физматлит, 2008. 135 с.
9. Кочетков Ю.М., Кочетков Н.Ю. Турбулентность. Математический анализ релаксационных процессов // Двигатель. 2020. № 3. С. 12-17.
10. Колмогоров А.Н. Избранные Труды. Математика и механика. Монография. М.: Наука, 1985. 220 с.
11. Ферри А. Аэродинамика сверхзвуковых течений. Монография. М.: Гос. изд. Техничко-теоретической литературы, 1952. 466 с.
12. Кочетков Ю.М. Турбулентность. Пять теорем как инструмент глобального преобразования уравнений сохранения в целях разработки новых подходов к вычислительной газовой динамике // Двигатель. 2019. № 4. С. 20-22.

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com

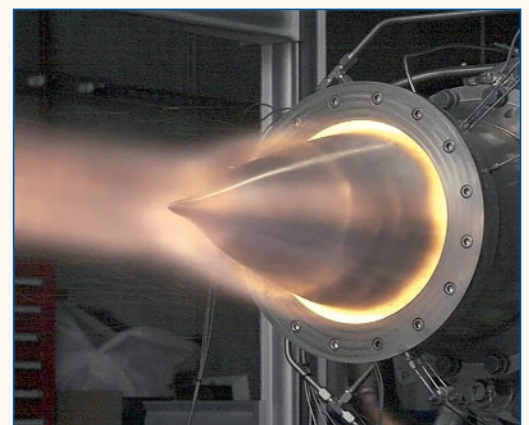
**ИНФОРМАЦИЯ. Двигатель для гиперзвука**

Ещё в ноябре 1991 г. был осуществлен первый полет российской гиперзвуковой летающей лаборатории "Холод", в ходе которого дважды осуществлялся запуск гиперзвукового прямоточного двигателя. При этом наблюдалось устойчивое горение водорода в двигателе на скорости  $M = 5,8$ .

Известно, что прямоточные двигатели начинают работать на скорости около трёх Махов, для достижения которой применяются ракетные ускорители, что не всегда эффективно.



Решить эту задачу взялись инженеры компаний GE Aerospace и Lockheed Martin, которых предложили соединить в одной конструкции два двигателя. Первый - детонационный жидкостной ракетный двигатель, в котором реактивная струя создается высокочастотными контролируемых взрывами, происходящими последовательно по окружности в камере сгорания, образуя закрученную (вращающуюся) ударную волну. При этом обеспечивается такая же мощность двигателя, как у обычного ЖРД, но при меньшем расходе топлива. Задача этого двигателя - разогнать носитель до скорости, необходимой для включения прямоточного режима, т.е. от нуля до трёх М. После достижения этой скорости в работу включается второй - гиперзвуковой прямоточный двигатель.



Одновременно с комплексированием двигателей был разработан воздухозаборник для обеспечения устойчивой работы каждого двигателя в диапазоне всех высот и скоростей полёта. Конструированию предшествовало компьютерное моделирование газодинамических процессов для отработки алгоритма управления ударными волнами, обеспечивающих устойчивое горение.

# МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

## ДОННОЕ ДАВЛЕНИЕ ЗА УСТУПОМ В СВЕРХЗВУКОВОМ СОПЛЕ

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 предлагаемой работе изложено обобщение теоретических и экспериментальных результатов по проблеме процессов, происходящих в донной области за уступом сверхзвукового сопла. Представлена концепция и её экспериментально-теоретическое обоснование в части газодинамического представления зоны отрыва сверхзвукового потока в виде продольно-вихревой структуры. Экспериментально доказывается существование в этой области вихрей Тейлора-Гёртлера и называются причины их возникновения. Показана высокая степень газодинамической устойчивости и обоснована автомодельность процесса течения внутри полости уступа. Даны новые экспериментальные результаты измерений донного давления и рекомендованы эмпирические расчетные соотношения, полученные на их основе.*

*The proposed work presents a summary of theoretical and experimental results on the processes occurring in the bottom region behind the ledge of a supersonic nozzle. The concept and its experimental and theoretical justification are presented in terms of the gasdynamic representation of the supersonic flow separation zone as a longitudinal vortex structure. The existence of Taylor-Görtler vortices in this region is experimentally proven, and the reasons for their occurrence are identified. The high degree of gasdynamic stability is demonstrated, and the self-similarity of the flow process within the ledge cavity is justified. New experimental results of bottom pressure measurements are given and empirical calculation relations obtained on their basis are recommended.*

**Ключевые слова:** механика сплошных сред, донное давление, отрыв потока, продольные вихри, уступ.

**Keywords:** continuum mechanics, bottom pressure, flow separation, longitudinal vortices, ledge.

В ракетных двигателях на твердом топливе часто по месту стыковки отдельных узлов соплового блока появляются уступы [1]. Они образуются в конструкциях разрезных управляющих сопел (РУС), в сдвигаемых сверхзвуковых насадках, в местах установки управляющих дефлекторов, а также за срезом сверхзвукового сопла при установке его в газодинамической трубе для проведения наземных испытаний с имитацией высотных условий. Среди многообразия форм различных уступов можно условно выделить три наиболее часто встречающихся их вида: стык, ступенька и каверна [2]. Последнюю модификацию часто называют просто уступ.

Уступы на сверхзвуковой части сопла вносят существенные изменения в структуру течения и теплообмен. Кроме того, в связи с образованием внутри них донной области, они могут существенно повлиять на энергомассовые характеристики двигателя. При этом из-за перераспределения и усложнения течения [3] и образования скачков уплотнения появляются дополнительные газодинамические потери удельного импульса тяги. Важным параметром при исследовании газодинамических и энергетических процессов, происходящих в этой области, выступает величина донного давления.

Донное давление, то есть давление в области отрыва потока непосредственно за торцом уступа или, в общем случае за телом, всегда меньше, чем статическое давление в набегающем на уступ потоке. Действуя на донную поверхность, оно приводит к появлению силы. Так как составляющая этой силы в направлении течения совпадает с направлением сопротивления, донное давление оказывает непосредственное влияние на торможение ракеты. При некоторых условиях сопротивление, обусловленное донным давлением, довольно велико.

Снижение донного давления относительно статического в этой области обусловлено вязкими силами и динамикой вихревых течений. Поэтому очень важно изучить структуру отрывного течения за уступом в сверхзвуковом потоке. В отличие от вялых дозвуковых течений, где характерно для этой области образование тороидального вихря, в зоне отрыва, в сверхзвуковом потоке возникают продольные вихри Тейлора-Гёртлера [3].

### Исследование особенностей течения за уступами в сверхзвуковых соплах

Для характеристики течения в районе уступа необходимо достаточно точно определять параметры в непосредственной близости от него. К ним относятся:

1. Форма и абсолютные размеры - высота уступа, угол наклона полки уступа, длина полки уступа и угол наклона контура сопла у основания уступа.

2. Параметры течения вблизи уступа - давление, числа Пуассона, Маха и Рейнольдса.

3. Параметры пограничного слоя гладкого сопла без уступа.

Результаты модельных исследований, представленные в данной работе, были получены на модельной твердотопливной (рис. 1) и газодинамической установках. Для визуализации использовались полимерные материалы фторопласт-4 и саже-мазевые покрытия на основе термостойкой смазки ЦИАТИМ.

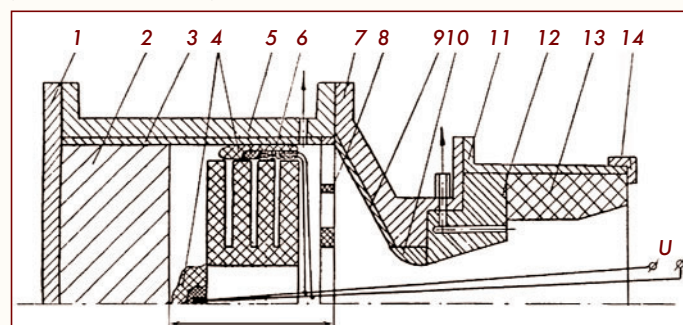


Рис. 1 Схема установки для исследования уносов за уступом:

- 1 - крышка; 2 - имитатор; 3 - теплозащитное покрытие;
- 4 - воспламенитель; 5 - корпус; 6 - наполнитель; 7 - фланец;
- 8 - диафрагма; 9 - грибок; 10 - вкладыш; 11 - стакан;
- 12 - не уносимая часть с устройством забора донного давления;
- 13 - уносимая часть; 14 - гайка

Испытания проводились на фторопластовом коническом сопле с углом на входе  $15^\circ$ . Угол дозвуковой части сопла Лавала составлял  $60^\circ$ . Уступ располагался на координате, соответствующей числу Маха перед уступом  $M = 2,6$ . Уступ был выполнен в форме каверны. Высота уступа равнялась 6 мм, что в 4 раза было больше толщины пограничного слоя. Полка уступа была цилиндрической с длиной образующей равной 22,5 мм. Испытания проводились на металлизированном топливе с 18 % Al при давлении в камере сгорания  $P_k = 5,0$  МПа и дискретном времени работы 0,5 с.

Степень расширения сопла  $r_o = r_a/r_{кр}$  составляла 3,92. Из фотографии (рис. 2) видно, что сразу после запуска на начальной стадии разгара сопла непосредственно за уступом располагаются продольные борозды-следы вихрей Тейлора-Гёртлера. Они

простираются по всей длине полки уступа. За линией отгиба поверхности наметилась зона, с расположенными на ней длинными тонкими лучами, характерными для ускоряющихся сверхзвуковых течений.

Увеличение времени работы установки показало, что качественно картина уносов за уступом не изменилась. На всех дискретно увеличенных временах картина оставалась подобной. Изменялся пропорционально времени только размер каждого элемента.

На рис. 3 показан разгар уступа после трехсекундного воздействия на него высокоэнтальпийного потока. Из рассмотрения фотографии можно сделать вывод о газодинамической устойчивости полученных экспериментальных конфигураций.

Такая же устойчивая конфигурация была получена за уступом на безметалльном топливе (рис. 4), где в отличие от металлизированного топлива на сопле за уступом отпечатались следы торсионных течений в виде ячеистых структур на поверхности.

Разгар ступеньки под воздействием металлизированных продуктов сгорания характерен тем, что поток натекает на коническую поверхность с параллельным сдвигом.

Расчетными и экспериментальными способами подтверждено, что осаждения частиц в коническом сопле не происходит. Однако, воздействие на поток частицы конденсированной фазы все-таки оказывают, увеличивая при этом энтальпию продуктов сгорания у стенки по сравнению с чистым газом и внося также существенную составляющую в виде дополнительной энергии к стенке излучением. Эксперименты, проведенные с использованием металлизированного модельного топлива с 24 % Al на коническом сопле со ступенькой, показали несколько отличную картину уносов. На фотографии (рис. 5) представлена весьма регуляр-

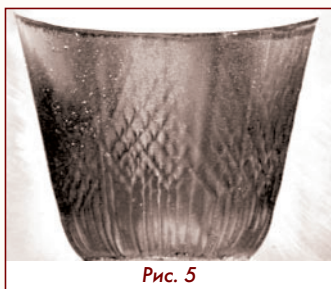


Рис. 5

ная картина разгара сопла с двумя ярко выраженными зонами, зоной покрытой продольными бороздами и весьма продолжительной зоной, представляющей собой паркетную выкладку из элементов в виде правильных ромбов.

На рис. 6 показана зона расплетания едва наметившихся торсионных структур



Рис. 2. Начальная стадия разгара



Рис. 3. Конечная стадия разгара

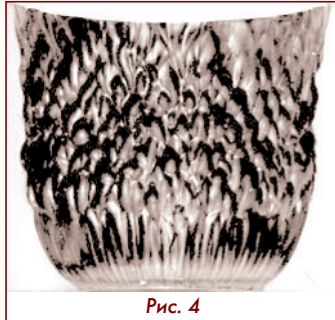


Рис. 4

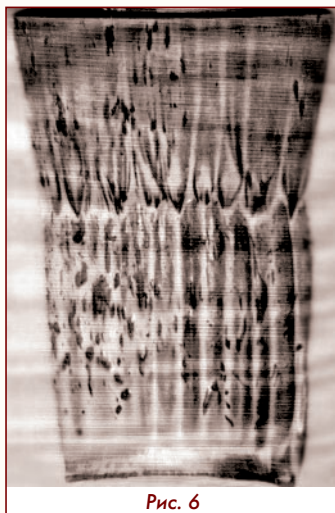


Рис. 6

**Измерения донного давления в области уступа**

Эксперименты по исследованию структуры течения в донной области за сверхзвуковыми уступами показали её высокую газодинамическую устойчивость. Более того, доказана автомодельность данного процесса. Это говорит о том, что величина определяющего параметра в этой области, а именно донное давление является консервативной. Очевидно, что эта величина зависит от внешних параметров и прежде всего от геометрии и размеров уступа. Критерии Маха, Рейнольдса и Пуассона безусловно являются определяющими, так как они определяют состояние пограничного слоя и отрыв его при положительном градиенте давления.

Следует подробно остановиться на понятии отрыва в сверхзвуковом потоке. Отрыв в дозвуковом потоке объёмно изложен в трехтомнике П. Чжена, ссылка на который уже была дана. Концепция, изложенная в этой монографии, может быть как минимум дополнена. Она не является предметом данной работы. А вот концепция отрывных течений, в связи с полученными новыми результатами, может выглядеть следующим образом. Отрывом теперь следует называть не дискретную [2], а непрерывную трансформацию внешнего потока в продольно-вихревую субстанцию в области за уступом. Формирование донной области внутри уступа связано с появлением винтовых парных течений, возникших после поворота потока вокруг точки у его основания и последующего натекания потока под углом к полке уступа. Удар о полку уступа, приведший к появлению положительного градиента давления спровоцировал

возникновение продольных вихрей Тейлора-Гёртлера. Оценку угла натекания можно делать с помощью соответствующей графической зависимости, рассчитанной по соотношениям из [4] (рис. 7). Для расчёта величины донного давления предлагается эмпирическая формула, разработанная с учетом полученных донных давлений и некоторых литературных данных (рис. 8).

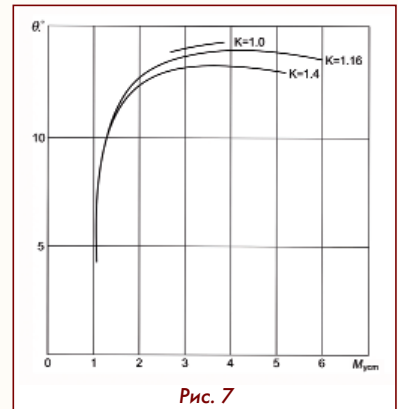


Рис. 7

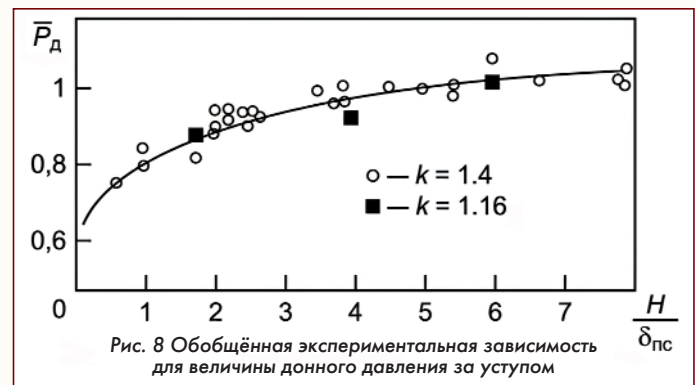


Рис. 8. Обобщённая экспериментальная зависимость для величины донного давления за уступом

Эта зависимость в окончательном виде была записана в следующем виде:

$$\frac{P_D}{P_{уст}} = 1 - \frac{1}{3} \sqrt{kM_{уст}} \left( \left( \frac{H}{\delta_{пс}} \right)^{\frac{1}{3}} \right)^{\frac{1}{3}},$$

где слева - отношение донного давления к давлению перед уступом, а справа - числа Пуассона, Маха и относительная высота уступа.

**Саже-масляные отпечатки на газодинамической установке**

В целях подтверждения автомодельности процесса течения в донной области были проведены эксперименты на воздушной установке, представленной на рис. 9.

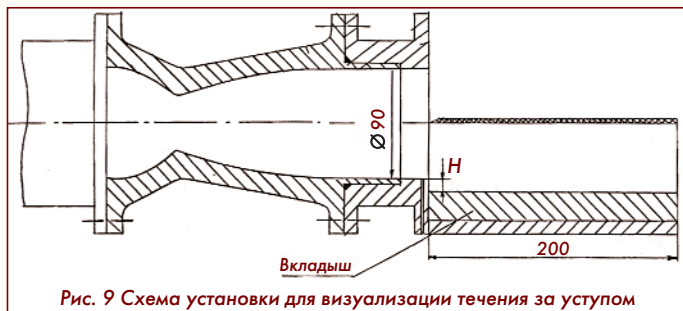


Рис. 9 Схема установки для визуализации течения за уступом

Испытания проходили на металлическом сверхзвуковом сопле, покрытом слоем густого масла, перемешанного с графитовой пудрой. Ступенька с высотой  $H = 10$  мм располагалась на координате, где число Маха  $M = 3,19$  и число Пуассона  $\kappa = 1,4$ . Испытания проводились при давлении  $P_k = 5,0$  МПа и времени работы  $\tau_{\text{раб}} = 10$  с. На фотографии (рис. 10) представлена поверхность сопла после испытаний: четко видны выраженные области сгущения смеси смазки и графитового порошка. Между сгущениями располагаются светлые продольные полосы, в которых смесь практически отсутствует. Непосредственно за уступом видна затененная зона с нетронутым слоем покрытия, которая примерно в 2...3 раза по величине больше высоты уступа.

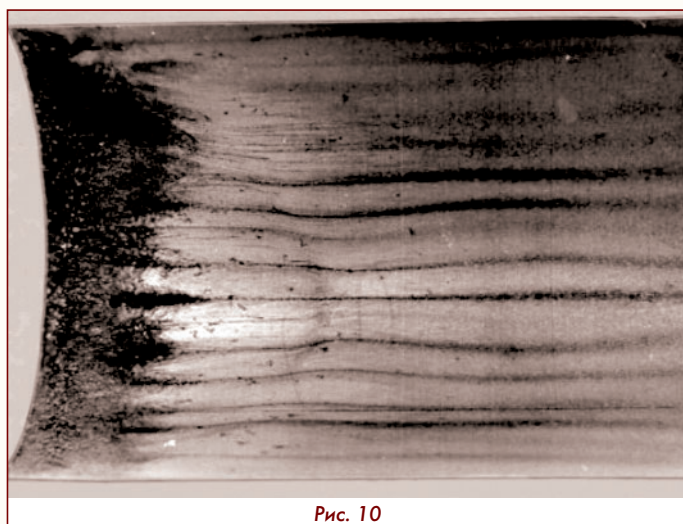


Рис. 10

Размеры сгущений и области с обедненным визуализируемыми составов с некоторого момента по длине не изменяются. Расстояние между сгущениями на протяжении всей длины сопла держится постоянным с периодом, зависящим от высоты уступа. Продольные борозды ассоциируются со следами продольных вихрей, а затененная область - с донной областью присоединения потока.

На фотографии (рис. 11) представлено увеличенное изображение границы затененной области за уступом. Непосредственно у кромки уступа саже-мазевое покрытие имеет вид исходного покрытия с практическим отсутствием каких-либо следов растрескивания. Сво-

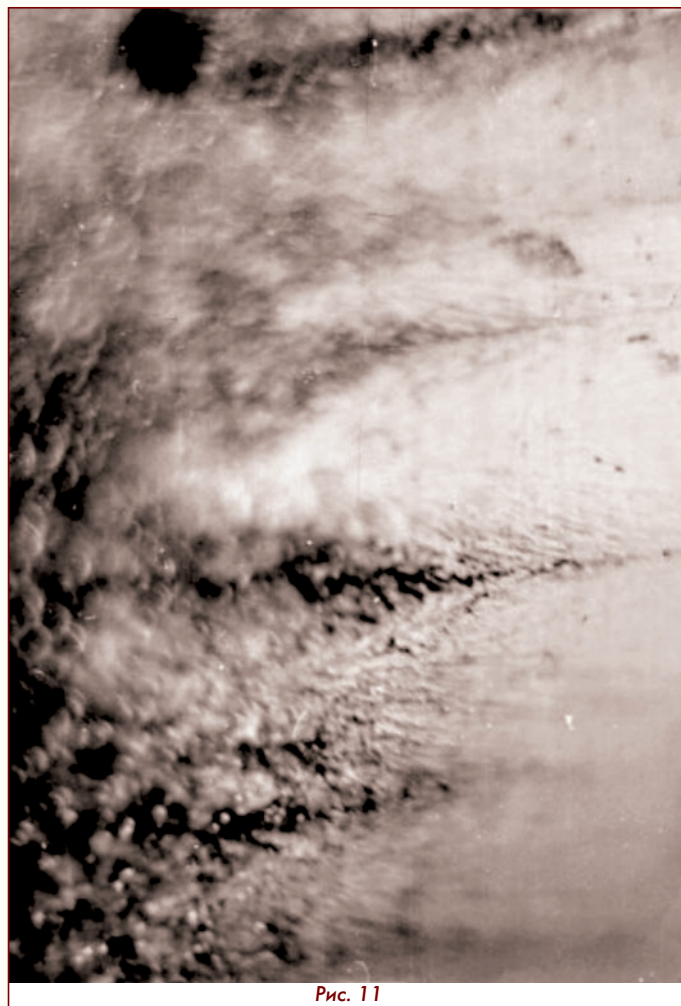


Рис. 11

его внешнего вида эта область практически не изменила, а толщина слоя осталась в этом месте первоначальной. Далее наблюдается отрывная зона с относительно низким уровнем скоростей, переходящая в область присоединения потока. На поверхности в этом месте появляются поперечные вторичные течения, отображающиеся на саже-мазевой картине периодически расположенными узловыми и седловыми точками.

**Список источников**

1. Лавров Л.Н., Соколовский М.И., Болотов А.А. и др. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1993. 165 с.
2. Чжен П. Отрывные течения. Монография. М.: Мир, 1972. 300 с.
3. Кочетков Ю.М., Кочетков Н.Ю. Турбулентность. Автомодельность механизма разрушения теплозащитного материала за уступом // Двигатель. 2022. № 4-6. С. 36-38.
4. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. Монография. М.: Наука, 1969. 824с

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

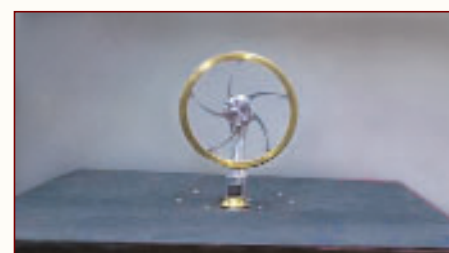
**ИНФОРМАЦИЯ. Двигатель Стирлинга наоборот**

Журнал "Двигатель" многократно обращался к темам, посвященным двигателям Стирлинга. Напомним, что этот двигатель является двигателем внешнего сгорания и может работать при небольших перепадах температур. Конечно, при этом его КПД и мощность невелики, но достаточны для применения в определенных областях техники. Традиционно, для работы двигателя необходимо нагревать один из его цилиндров. Однако инженеры Калифорнийского университета в американском Дэвисе создали прототип устройства, которое производит меха-

ническую энергию, используя разницу температур между окружающей средой (теплым воздухом или теплой стенкой аппаратуры) и панелью радиационного охлаждения, излучающую тепло в окружающее пространство.

В ходе экспериментов двигатель Стирлинга был установлен на земле, от которой получал тепло, накопленное ей днём. Панель радиационного охлаждения отводила тепло непосредственно в ночное небо. При этом создавался достаточный температурный перепад для обеспечения работы двига-

теля. В ходе испытаний была достигнута удельная мощность 400 мВт/м<sup>2</sup>, достаточная для привода небольшого вентилятора и даже генератора для выработки тока.



# ЭЛЕКТРОННЫЕ ПАРОВОЗЫ-ПАМЯТНИКИ



*Паровозы продолжительно работали локомотивами на железных дорогах в ушедшую эпоху технического торжества огня, воды и паропоршневой механики. Сегодня их можно увидеть в составе ретропоездов, на постаментах и в музеях. Мы же полистаем электронные страницы в деле сохранения паровозов как наследия технической культуры.*

**Иван Сергеевич Трохин,**  
инженер

Паровозы всегда были привлекательными и остаются такими, как ни один другой локомотив, будь-то тепловоз, электровоз или газотурбовоз. Чем? Своим диковинным видом (фото), особенно в нашу эпоху электричества и цифровой электроники. Еще они отличаются неповторимым звучанием гудка и величественным пыхтением.

И даже в XXI веке специалисты не забывают изучать паровозы в железнодорожных вузах [1]. А как можно увековечить для потомков паровозную технику средствами электроники? Обратимся к аналоговым и цифровым устройствам.

## Транзистор шумит, паровоз пыхтит

В первой половине 1990-х гг. в поселке Талицы Ярославской области был создан Переславский музей узкоколейных паровозов "Кукушка". В это же время на страницах массовых технических журналов появилось несколько любительских статей [2-4] о конструкциях электронных имитаторов паровозных звуков. Аналоговая элементная база, несложная схемотехника и простая наладка позволяют собирать имитаторы и сегодня, используя, при необходимости, взаимозаменяемые радиодетали более новых марок. Чем не электронно-аналоговые паровозы-памятники?

Так, синтезатор на транзисторно-микросхемной базе по схеме Ю. Пахомова [2] создает звуковые эффекты пассажирского поезда с паровозной тягой. Структурно это обеспечивают генераторы паровозного пыхтения, свиста и звона станционного колокола отправления поезда с паровозом. Питание осуществляется постоянным напряжением 12-15 В.

Транзисторный имитатор пыхтения паровоза по схеме Ю. Георгиева [3] представляется более простым для формирования звуков "пuff-пuff". Он реализован без микросхем на пяти биполярных транзисторах. Устройство можно дополнить имитатором паровозного свистка. Напряжение питания - постоянное 9 В.

Схема Ю. Прокопцева [4] построена на шести биполярных транзисторах. Она позволяет имитировать звуки стравливания (выпуска) пара с различной частотой: весьма низкой - во время стоянки паровоза и увеличивающейся - в процессе начала движения паровоза при наборе им скорости. Напряжение питания - такое же, как в схеме [3].

## Паровозы в цифре

Электронные цифровые паровозы-памятники стали появляться при бурном развитии компьютерной техники с конца XX века. К настоящему времени на цифровых просторах информационно-коммуникационной сети "Интернет" можно встретить несчетное множество таких памятников: оцифрованные аналоговые реликвии грамзаписей паровозных звуков, цифровые фотографии паропоршневых исполинов железных дорог и не только это. Остановимся на нескольких примерах шедевров, которые стали обще-

доступными благодаря достижениям человеческой научно-инженерной мысли в цифровой аудио- и фототехнике с компьютерами и программным обеспечением.

Блестящие результаты многолетней музейно-собирающей работы Вадима Миронова, Сергея Дорожкова и их коллег из Центра истории промышленности и транспорта - Музея паровозов "Кукушка" - можно видеть на фотокартине в статье. Это произведение фотоискусства без какого-либо монтажа наглядно показывает во всей красе наиболее исчезающий - узкоколейный - вид паровозов, называемых "Кукушками". На фотографии запечатлен восстановленный до рабочего состояния узкоколейный паровоз колеи 750 мм.

А теперь перейдем к электронной аудиотехнике. Именно она, с использованием аналого-цифрового преобразователя, дала возможность создать файл-памятник: цифровую копию паровозного музыкального произведения "Пасифик 231", или "Симфоническое движение № 1" [5]. Эту оркестровую пьесу о паровозе в 1923 г. написал швейцарско-французский композитор Артур (Артур) Онеггер. В 1930 г. она была исполнена Большим симфоническим оркестром (Франция) под управлением самого композитора, записана на 30-сантиметровую грампластинку и выпущена французской фирмой ODEON. Сегодня, используя цифровые гаджеты, можно насладиться прослушиванием этого уникального произведения. "Паровозный" MP3-файл общедоступен, например, в "Интернет-архиве" [5].

## Подведем итоги

Техника и технологии цифровой электроники позволяют сохранять уникальные образцы паровозных звуков и изображений. Теперь эти электронные памятники доступны каждому, кто имеет выход в "Интернет" и возможность пользоваться цифровыми гаджетами, способными воспроизводить файлы с аудио- и фотоматериалами. А любители электронного технического творчества могут сами собирать аналоговые имитаторы паровозных звуков, добиваясь наилучшего сходства с оригиналами, пока еще водными ретропоездами. □

## Список источников

1. Кузьмич В.Д., Руднев В.С., Просвирев Ю.Е. Локомотивы. Общий курс: учебник для ж.-д. вузов. М.: Учеб.-метод. центр по образованию на ж.-д. транспорте, 2011. С. 68-103.
2. Пахомов Ю. Слышу, идет поезд! // Моделист-конструктор. 1993. № 2. С. 28-29.
3. Георгиев Ю. Звуки из прошлого // Юный техник. 1993. № 5-6. С. 74-75.
4. Прокопцев Ю. Имитатор звуков паровоза // Радио. 1995. № 7. С. 30.
5. Pacific 231 (ODEON 170.111) 1930 by Arthur Honegger, conductor. - URL: <https://archive.org/details/arthur-honegger-pacific-231-odeon-170-111-1930> (дата обращения: 30.12.2025).

Фото предоставлено Центром истории промышленности и транспорта в поселке Талицы Ярославской области

# ТУРБУЛЕНТНОСТЬ В ШТЫРЕВЫХ СОПЛАХ

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 изложены экспериментальные исследования теплообмена и особенностей турбулентного течения в призматических соплах, работающих на высокоэнтальпийных топливах. В процессе экспериментов использовался метод горячей визуализации, разработанный для исследования особенностей пространственной газовой динамики и сложного теплообмена. Представлены результаты исследований в виде функциональных зависимостей, необходимых при профилировании сверхзвуковых сопел некруглой формы. Получены новые эффекты, связанные с теплообменом и течением. Установлено, что в двугранных углах призматического сопла возникает система вихрей, которая может привести к интенсификации теплообмена и дополнительным потерям удельного импульса тяги.*

*The paper presents experimental studies of heat and mass transfer and the features of turbulent flow in prismatic nozzles operating on high-enthalpy fuels. During the experiments, the hot visualization method was used, which was developed to study the features of spatial gas dynamics and complex heat transfer. The results of the studies are presented in the form of functional dependencies that are necessary for the profiling of non-circular supersonic nozzles. New effects related to heat and mass transfer and flow have been obtained. It has been established that a system of vortices arises in the dihedral angles of a prismatic nozzle, which can lead to intensification of heat exchange and additional losses of specific thrust impulse.*

**Ключевые слова:** турбулентность, вихрь, теплообмен, призматическое сопло.

**Keywords:** turbulence, vortex, heat and mass transfer, prismatic nozzle.

Штыревые сопла всё чаще рассматриваются в ракетной технике как способ ускорения потока. Основным их преимуществом при прочих равных условиях является более технологичная компоновка при больших габаритах изделия. Такие сопла уже применяются за рубежом (рис. 1, 2) и показывают хорошие результаты по достижению интегральных параметров.

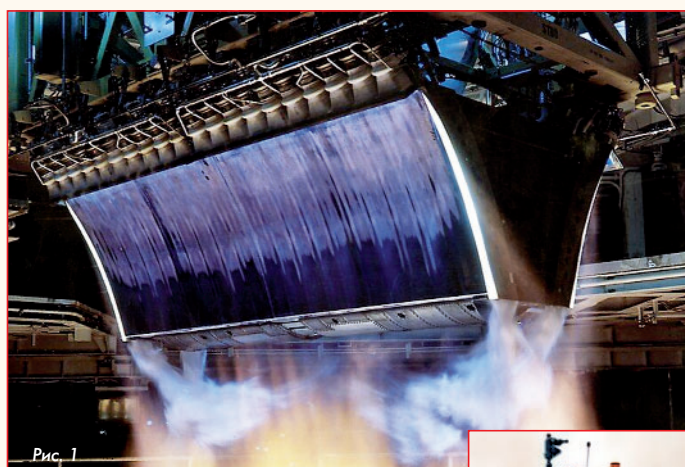


Рис. 1

Среди других преимуществ штыревых сопел можно отметить их существенно меньший осевой габарит и хорошую авторегулируемость тяги. Двигатели с такими соплами рационально использовать в безгенераторных схемах, где горячий поток из рубашки охлаждения поступает на турбину. Благодаря большой поверхности критической области теплосъём существенно увеличивается по сравнению с осесимметричными круглыми соплами. Температура нагрева компонента может достигать 200...400 °С.

Основным недостатком штыревых сопел можно считать возможность технологического обеспечения геометрических параметров. В связи с большими размерами обечайки щелевого варианта, появляются проблемы обеспечения заданного эксцентриситета и точности исполнения щелевого участка. В связи с этим предлагается использование на периферии, вместо кольцевого выхода, набор

большого количества малых двигателей по окружности центрального тела. Такой приём обеспечит технологичность сборки двигательной установки с выполнением основных размеров каналов и упростит эксплуатационные свойства всего изделия, повысив при этом надёжность его работы. Тем не менее возникнут другие проблемы. Первая из них - компоновочная. При установке многочисленных малых двигателей из условия сохранения площади проходного сечения, увеличится габарит изделия из-за образования нерабочих зон в промежутках между двигателями возникнут газодинамические особенности обтекания донных областей. Появятся за срезом сопел вихревые течения, которые дополнительно будут уменьшать удельный импульс тяги. Кроме того, из опыта отработки ракеты Н-1 следует, что в донной области компоновки может возникнуть неустойчивость течения в силу разнотяговости двигателей и особенностей осевого истечения из сверхзвукового сопла. В целом дискретное истечение будет сильно уступать кольцевому с энергетической точки зрения. Эффект дискретности помимо интерференции струй и последующей неустойчивости может нарушить баллистические свойства изделия из-за появления локальных моментов сил, приводящих к появлению боковых нагрузок.

Решением в данной ситуации может быть конструкция щелевого варианта с плоскими радиальными перегородками, где каждая образовавшаяся ячейка была бы модулем из дискретных прямоугольных двигателей.

### Модульная конструкция двигательной установки

Конструкцию из дискретных прямоугольных двигателей можно представить с помощью рис. 3.

Фрагмент общей конструкции может выглядеть как плотно соединённые между собой двигатели малых размеров с призматическими соплами. Общие боковые стенки могут быть объединены в плоские перегородки, а расширяющаяся обечайка и центральная часть выполнены заодно для всех двигателей. С внешней стороны среза сопла поток будет сформирован в форме кольца, а газодинамические особенности в области тонких перегородок будут незначительными. Критическое сечение сопел должно также быть прямоугольным, чтобы сопло было призматическим. Переход от круглого критического сечения к прямоугольному на срезе путем использования профилирования в виде патрубков, приведёт к дополнительным потерям удельного импульса тяги из-за усложнения газодинамической картины течения в нем и появления системы скачков



Рис. 2



Рис. 3 Изображение расчетной области в изометрии для штыревого сопла с модульными камерами и переходом из круглого сечения в прямоугольное

уплотнения. А течение в призматическом сопле обеспечит ламинарный равномерный поток.

Переход от круглого сечения камеры сгорания модульного двигателя к прямоугольному сечению в дозвуковой области сопла не сильно повлияет на газодинамическую структуру течения и не приведет к значительным потерям удельного импульса тяги.

Предполагается, что камера сгорания модульного двигателя должна быть цилиндрической и выполнена по правилам проектирования двигателей и газогенераторов, исключающих высокочастотную неустойчивость [1]. Вероятность возникновения высокочастотной акустической неустойчивости в камерах прямоугольного сечения может оказаться весьма высокой.

Учитывая технологическую сложность такой трехмерной конструкции, предлагается сопловой блок сделать из углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ). При этом использовать тканно-выкладочную технологию [2], предусматривающую изготовление промежуточных плоских ребер жесткости и одновременно являющихся стенками модульных сопел. Для стыковки металлического корпуса камеры из углерод-углеродного сопла целесообразно воспользоваться технологиями, разработанными в РДТТ [3]. А именно применить способ закладных элементов, когда металлические соединительные узлы вмазываются (если сырьем является углеродная лента), либо закладываются в корпус сопла с помощью углеродной ткани. Предлагается выполнить закладной элемент в виде цилиндра с внешней резьбой. Ответная внутренняя резьба будет изготовлена на поверхности металлической камеры сгорания.

Использование углерод-углеродных сопел распространено в РДТТ и некоторых современных ЖРД. Материал с углеродной матрицей и пироуглеродным наполнителем обладает уникальными свойствами и весьма подходит в данной ситуации. Он - сверхлегкий ( $\rho = 1,8 \text{ г/см}^3$ ) и для больших конструкций незаменим. Он - сверхпрочный в связи с уникальными свойствами углеродной нити. В отличие от металлов его прочность растет с температурой, делая его в экстремальных случаях незаменимым. Материал обладает уникальными теплофизическими свойствами (теплоёмкость и теплопроводность), улучшающих теплообмен. Соплам из этого материала не требуется сложного регенеративного охлаждения, оно осуществляется радиационным способом. Материал технологичен и позволяет изготовление сложнейших трехмерных конструкций, в том числе тонкостенных жестких габаритных оболочек. УУКМ экспериментально отработан на ресурс и выдерживает большие знакопеременные нагрузки.

В случае повышенных температурных нагрузок возможно применение углерод-керамического композиционного материала (УККМ), у которого вместо углеродного наполнителя используется кремний. В готовой конструкции рабочим материалом является керамический материал SiC.

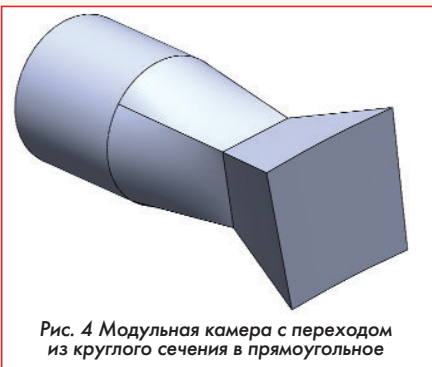


Рис. 4 Модульная камера с переходом из круглого сечения в прямоугольное

Описанная модульная конструкция удобна тем, что её отработка может производиться на одном модульном двигателе (рис. 4). Двигатель может устанавливаться на стенде испытательного стенда для малогабаритных моделей. При этом масштаб двигателя может не изменяться, а само испытание можно считать натурным.

**Исследования модульного двигателя**

Исследование свойств двигателя со штыревым крупногабаритным соплом модульного типа было сочтено целесообразным проводить в комплектации одного модульного двигателя. При этом для экспериментов использовалась модельная установка (рис. 5), разработанная для исследования тепломассообмена и турбулентных эффектов методом горячей визуализации [4].

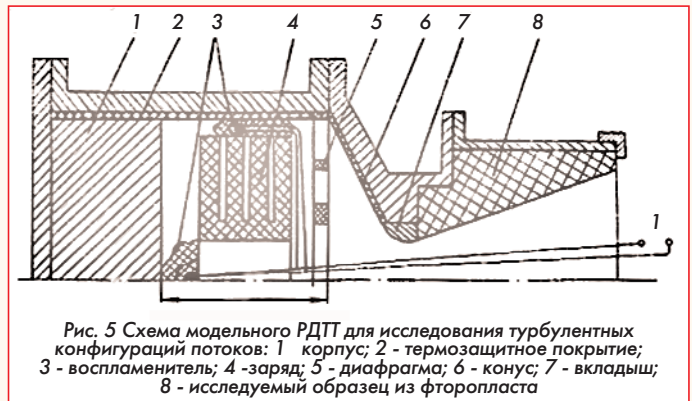


Рис. 5 Схема модельного РДТТ для исследования турбулентных конфигураций потоков: 1 - корпус; 2 - термозащитное покрытие; 3 - воспламенитель; 4 - заряд; 5 - диафрагма; 6 - конус; 7 - вкладыш; 8 - исследуемый образец из фторопласта

В качестве объекта исследования было выбрано призматическое сопло, в котором предполагалось определить картину течения и теплообмен на поверхности сверхзвуковой части сопла.

Модельные исследования тепломассообмена призматического сопла проводились на металлизированном твёрдом топливе с 18 % Al при давлении в камере сгорания 6,5 МПа и времени работы 1,25 с. Испытанное призматическое сопло имело неразгорающийся вкладыш критического сечения из вольфрамоникелевого сплава и уносимое сверхзвуковое сопло из материала фторпласт-4. В критическом сечении призматического сопла был квадрат со стороной 20 мм. При этом пара сторон сечения среза также оставалась равной 20 мм, а расширение потока происходило из-за увеличения другой пары противоположных сторон, равных 60 мм каждая. Длина сверхзвуковой части сопла равнялась 75 мм. Две противоположные грани сопла были параллельны. Две другие располагались под углом 15° к оси камеры сгорания. На фотографии (рис. 6) изображена рабочая часть из фторопласта и вкладыш критического сечения сопла, изготовленный из тугоплавкого неразгорающегося сплава ВНДС-1 (вольфрамоникелевый деформируемый сплав).

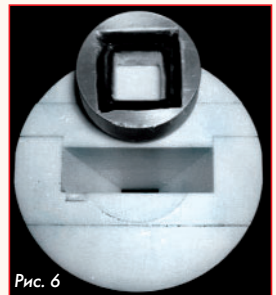


Рис. 6

После эксперимента рабочая часть препарировалась и тщательно обмерялась. Определялись линейные уносы материала с внутренней поверхности сопла  $\delta$ , по которым судили о коэффициенте тепломассообмена  $\alpha/cp$  потока со стенкой. Ранее было показано, что для фторопласта коэффициент тепломассообмена  $\alpha/cp$  с размерностью  $[\text{кг}/(\text{м}^2\text{с})]$  численно совпадает с величиной уноса  $\delta$  в миллиметрах. Результаты обмера верхней, нижней и боковых сторон призматического сопла представлены на рис. 7, из которого видно, что по боковым сторонам унос существенно ниже.

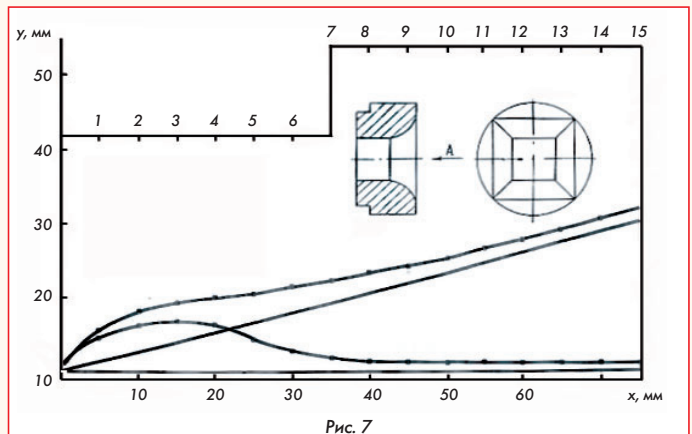
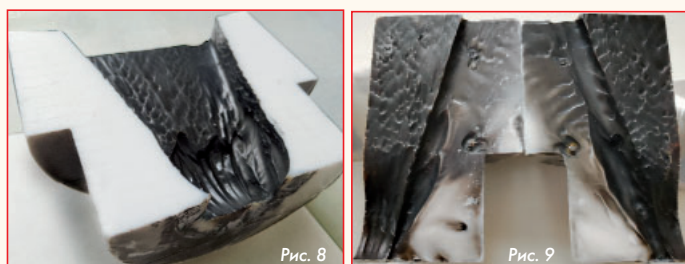


Рис. 7

Тепломассообмен в этом месте также ниже и зависит от угла наклона контура к оси. Кроме того, при нулевом угле наклона теплообмен максимальный. Внешний вид поверхности после испытаний представлен на фотографиях (рис. 8, 9).



Видно, что унос относительно первоначальной гладкой поверхности неравномерный.

- На всех гранях имеются три характерные зоны:
- зона вихревого течения Тейлора-Гёртлера;
  - зона дискретных компактных вихрей (следы жгутов);
  - достаточно сильно развитая зона волн Маха.

Размеры продольных вихрей на смежных гранях неодинаковы и отличаются примерно на 20 % по диаметру. В области двугранных углов разгары имеют форму крупных борозд, которые скругляют первоначально имеющиеся на сопле рёбра. Размеры борозды в диаметре превышают размеры следов от продольных вихрей на гранях в ~2,5 раза. Повышенный унос в этой области связан с интерференцией вихрей, возникающей между двумя смежными гранями.

Неравномерность линейного уноса приводит к необходимости использовать при обобщении результатов средние величины. Обобщение показало, что независимо от разницы уносов на гранях призматического сопла, относительные величины и соотношения остаются неизменными и сохраняются соотношения, полученные для осесимметричных сопел [5]:

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

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

где  $\delta$ ,  $S$  - текущие координаты уносов и их значений по образующей;  $\delta_{\max}$ ,  $S_{\max}$  - их максимальные значения;  $\theta_{\text{вх}}$  - угол наклона образующей (плоскости) к оси, входной угол в сопло.

В дальнейшем при профилировании призматического сопла, полученные соотношения будут полезны при разработке инженерного метода.

#### Картина течения в удлиненном призматическом сверхзвуковом сопле

Исследования проводились на модельной установке с каналом прямоугольной формы. В канал из газогенератора поступали продукты сгорания безметалльного твёрдого топлива. Сторона квадратного критического сечения сопла равнялась 18 мм. Канал был сконструирован из четырех боковых стенок, на одной из которых была быстросъёмная крышка для оперативного монтажа. Стенки канала были попарно облицованы сверху и снизу графитом, а по бокам набором пластин из фторопласта.

Размеры квадратного сечения на входе в исследуемый канал были по 33,2 мм. На выходе из канала сечение было в виде прямоугольника со сторонами 72,4 и 33,2 мм.

На фотографии (рис. 10) приведены изображения канала в исходном состоянии и разгоревшегося канала после испытания на безметалльном топливе при давлении 6,0 МПа и времени работы 2 с.

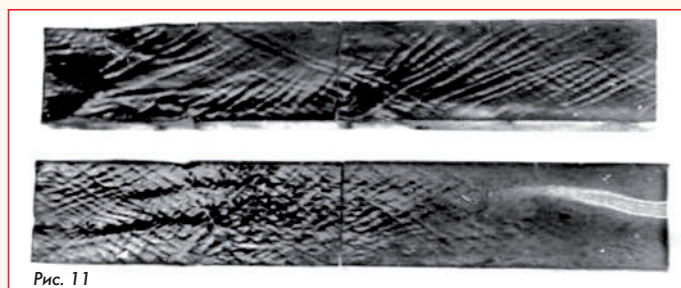
Видно, что канал практически не разгорелся. Стенки из графита также не разгорелись. Вблизи стыка разнородных материалов не уносимого сопла и фторопластового канала лишь намечился унос. Измерения показали, что его максимальная величина не превышает 0,5 мм. Поверхность по всей длине канала гладкая.



Следов волн Маха не видно. Поверхность покрыта небольшим слоем копоти.

Аналогичный опыт в той же комплектации был проведен на металлизированном топливе с 18 % Al при давлении в камере сгорания  $P_k = 12,0$  МПа и времени работы 2,5 с.

На представленной фотографии (рис. 11), сделанной после эксперимента, дано изображение разгоревшихся боковых стенок призматического сопла из фторопласта. На стенках видны следы развитого сверхзвукового течения.



Ближе к критическому сечению это ромбовидные узоры с симметрично-пересекающимися характеристиками Маха. Далее по потоку происходит отражение волн сжатия от противоположных стенок с образованием новых волн. Пересечение отраженных характеристик приводит к образованию вторичных ромбовидных узоров.

В целом картина уносов в призматических соплах аналогична картине уносов в конических соплах за исключением вихревых уносов на ребрах и в области интерференции при пересечении отраженных скачков от граней.

#### Перечень источников

1. Бажанов А.И., Кочетков Н.Ю., Сперанский А.А. Механика сплошных сред. Основные теоретические предпосылки создания метода прогноза ВЧ неустойчивости // Двигатель. 2024. № 5-6. С. 21-24.
2. Буланов И.М., Воробей В.В. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов. М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998. 516 с.
3. Лавров Л.Н., Соколовский М.И., Болотов А.А. и др. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1993. 165 с.
4. Кочетков Ю.М., Кочетков Н.Ю. Турбулентность в конических соплах // Двигатель. 2024. № 3-4. С. 20-23.
5. Кочетков Ю.М., Кочетков Н.Ю., Эзугбая Г.Д. Турбулентность. Экспериментальный метод измерения линий тока и разработка нового способа профилирования сверхзвукового сопла // Двигатель. 2024. № 5-6. С. 24-26.

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com

# ВАЛЕНТНАЯ СВЯЗЬ АТОМОВ В МОЛЕКУЛАХ НА ОСНОВЕ ДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ АТОМА НА ПРИМЕРЕ МОЛЕКУЛЫ ВОДЫ

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

Полученная динамическая модель атома [1] позволяет оригинально рассмотреть понятие "валентность". В качестве примера взята молекула воды, и на ее примере дано определение понятия "валентность", и её зависимость от состояния материи.

## 1 Валентность

В [2] "С момента возникновения теории химической связи понятие "валентность" претерпело существенную эволюцию. В настоящее время оно не имеет строгого научного толкования, поэтому практически полностью вытеснено из научной лексики и используется преимущественно, в методических целях".

Анализ истории термина "валентность" и постановка задачи на решение проблемы физической интерпретации "валентности" показаны в [3]: "Общепринято, что термин "валентность" имеет латинское происхождение (*valentia* - сила). Считается, что первым его ввёл в употребление в 1868 году немецкий химик К. Вихельхаус, однако сама идея о наличии такой силы в химических взаимодействиях связывается с именем Э. Франкланда, который впервые высказал её в 1852 году при изучении состава металлоорганических соединений. Эту идею подхватили Ф.А. Кекуле и А. Кольбе, разработавшие сейчас малоизвестную теорию валентности, которая явилась прологом теории химического строения органических соединений А.М. Бутлерова. Можно предложить ещё одну точку зрения и связать возникновение термина "валентность" с однокоренным "эквивалент", использование которого ввёл И.В. Рихтер, открывший закон эквивалентов. У Менделеева, например, можно встретить: "...CaCl<sub>2</sub>, BaCl<sub>2</sub> и т. д., то есть двухатомные (двухэквивалентны, или двухвалентны), тогда как К, Na и т. п. одноатомны (одноэквивалентны)...". Эквивалентны - значит равные по силе. Отсюда легко представить, что каждый атом должен обладать определённой силой для взаимодействия".

Таким образом автор статьи указывает нам направление работы, которая позволит дать физическую интерпретацию понятия "валентность", и это определение сил, действующих в молекуле, обеспечивающих её устойчивость, т.е. он предлагает стать на позицию классической физики, что и было сделано при разработке модели атома в [1].

В [3] представлена основа современного взгляда на валентность: "Так в теории строения молекул понятие "валентность" получило "графическое" толкование как число связей, соединяющих атом данного элемента с другими атомами. Но природа этой связи была совершенно не раскрыта. Позже, при рассмотрении пространственного расположения атомов в молекуле возникло представление о направленном характере валентности, что привело к понятию о "валентных углах" - углах между химическими связями. Дальнейшее развитие работ по интерпретации валентности шло вместе с развитием теорий строения атома и химической связи. Не будем подробно останавливаться на их рассмотрении, а перечислим только основные этапы эволюции понятия валентности. После открытия электрона стали предприниматься многочисленные попытки развить электронную теорию химической связи. Наиболее успешными были работы Г.Н. Льюиса и В. Косселя. В 1916 году Г.Н. Льюис постулировал, что химическая связь, возникающая между двумя атомами, осуществляется парой электронов в результате обобществления по одному электрону от каждого взаимодействующего атома. В том же году В. Коссель выдвинул гипотезу, согласно которой электронная пара химической связи может переходить целиком к одному из атомов с образованием ионной пары катиона и аниона, которые удерживаются в соединении электростатическими силами. Согласно обеим гипотезам наиболее устойчивыми оказываются соединения, в которых валентные электроны распределя-

лись так, чтобы каждый атом был окружён оболочкой, имитирующей электронную оболочку ближайшего инертного газа, т. е. обладал завершённой  $\delta$ -электронной оболочкой. Так возникло правило октета. Пара электронов стала обозначаться двоеточием, а химические связи стали изображать схемами Г.Н. Льюиса: H:O:H или O::C::O".

Таким образом за основу валентной связи взяты гипотезы и постулаты о том, что пара электронов взаимодействующих атомов и обеспечивает валентную связь, а на основе одной гипотезы строится другая, и это современное представление валентных связей. Характерно, что в этих гипотезах нет даже намека на силы, обеспечивающие стационарное состояние молекул (которые как притягивают, так и отталкивают взаимодействующие электроны), т.е. нет классической физики. Правда, квантовая механика объясняет образование электронных пар так называемым обменным взаимодействием, где образование валентной связи между двумя атомами обусловлено взаимной компенсацией спинов их валентных электронов. Тогда каких конкретно? Да и вероятность противоположности спинов электронов ничтожно мала, в то время как материальный мир показывает высокую устойчивость молекулярных соединений. Попробуем рассмотреть эти вопросы только с точки зрения классической физики.

В современной химии построение молекул предлагается по "Алгоритму определения строения молекулы по методу Гиллесли (теории отталкивания электронных пар валентной оболочки) основанном на модели отталкивания локализованных электронных пар". Согласно этой теории, конфигурация связей многовалентного атома (или иона) определяется исключительно числом связывающих и не связывающих электронных пар в валентной оболочке центрального атома".

В этом алгоритме нет определения "валентной оболочки" и связывающих и не связывающих электронных пар в ней.

В современной химии применяют термин [4]: "Электронное облако - наглядная модель, иллюстрирующая распределение плотности вероятности нахождения электрона по координатам, обычно в атоме или молекуле. Конфигурация облака может быть разной в зависимости от энергии и квантового состояния электрона. Пример электронного облака - радиальное распределение вероятности нахождения электрона в атоме водорода в основном состоянии (1s). Кривая показывает, что вероятность обнаружения электрона максимальна в тонком сферическом слое с центром в точке расположения протона и радиусом, равным боровскому радиусу".

Примечание. Боровский радиус - радиус ближайшей к ядру орбиты электрона атома водорода в модели атома, предложенной Нильсом Бором в 1913 году и явившейся предвестницей квантовой механики. В модели электроны движутся по круговым орбитам вокруг ядра, при этом орбиты электронов могут располагаться только на определённых расстояниях от ядра, которые определяются целочисленными отношениями момента импульса  $L = m_e v r$  к постоянной Планка  $\hbar$ .

В соответствии с динамической моделью атома [1], учитывающей абсолютную скорость движения материи  $V_a$ , электроны распределены не по сфере вокруг ядра, а в плоскости, перпендикулярной вектору  $V_a$  (плоскость эклиптики), а материальные объекты (МО), несущие заряды, формируют вокруг себя ЭМП. Поэтому, поставив в основу рассмотрения явления образования молекул ди-

намическую модель атома, геометрическое представление положения электронов в атоме отличается от современных представлений химии и физики.

Современная геометрия молекул строится на Теории отталкивания электронных пар валентной оболочки (ОЭПВО) [5]. **Обоснование алгоритма ОЭПВО:** "Электронные пары, окружающие центральный атом, располагаются в пространстве так, чтобы отталкивание между ними было минимальным. Это позволяет предсказать геометрию молекулы: **две электронные пары располагаются линейно, три - образуют правильный треугольник, четыре - тетраэдрически и т. д.**" **Однако две электронные пары в молекуле воды не располагаются линейно**, что и будет показано в дальнейшем.

В современной химии введено понятие "электроотрицательность" для объяснения валентных связей в молекулах.

В [6] "Теоретическое определение электроотрицательности" было предложено американским физиком Р. Малликоном. Исходя из очевидного положения о том, что способность атома в молекуле притягивать к себе электронный заряд зависит от энергии ионизации атома и его сродства к электрону, Р. Малликен ввёл представление об электроотрицательности атома А как о средней величине энергии связи наружных электронов при ионизации валентных состояний (например, от  $A^?$  до  $A^+$ ), и на этой основе предложил очень простое соотношение для электроотрицательности атома:

$$X = 1/2 (J_1^A + \epsilon_A), \quad (1)$$

где  $J_1^A$  - энергия ионизации атома,  $\epsilon_A$  - сродство к электрону (сродство - энергия, выделяющаяся или поглощающаяся в процессе присоединения электрона к атому, молекуле или многоатомной системе).

В настоящее время для определения электроотрицательности атомов существует много различных методов".

Электроотрицательность была введена потому, что не могли объяснить физику образования электронных пар, обеспечивающих связи атомов в молекуле. В соответствии с динамической моделью атома [1] образование электронных пар обусловлено равенством сил инерции движущихся "валентных" электронов вокруг своих ядер силам притяжения Ампера к соседнему электрону соседнего атома, при этом еще и учитывая силу отталкивания Кулона. Правда, пытаются сделать объяснение на основе квантовой механики: конкретно - наличием спин-орбитальной связи, но модель атома в [1] построена на основе классической физики - законов Кулона и Ампера.

В современном взгляде на валентность:

1. Не расписаны силы, действующие между атомами молекул.
2. Нет учета "работы" ядер атомов, а их пространственная конструкция (в виде сферы) отличается от принятой в динамической модели атома (эллипсоид вращения).
3. Нет учета пространственной ориентации "облака электронов".
4. Нет учета того факта, что на Земле вся материя поляризована.
5. Нет учета зависимости ковалентной связи от температуры молекулы.

Исходя из модели атома [1] можно предложить условия образования электронных пар для валентных электронов.

Условие образования электронных пар (условия "валентности" электрона некого атома 1 с электроном атома 2):

$$F_{ин,Э1} = \frac{m_{Э1}\omega^2}{R_{Э1}} < F_{A1,2} - F_{K1,2}, \quad (2)$$

где  $F_{ин,Э1}$  - сила инерции первого электрона пары,  $R_{Э1}$  - радиус вращения рассматриваемого электрона,

$$F_{A1,2} = \frac{\mu\mu_0 [I_2 \times \Psi_{M1}(r) + I_1 \times \Psi_{M2}(r)]}{2\pi r}, \quad (3)$$

$F_{A1,2}$  - сила, с которой первый заряд, имеющий магнитную диаграмму направленности (ДН)  $\Psi_{M1}(r)$  за счет  $V_a$ , действует на второй заряд находящейся от него на расстоянии  $r$  и плюс сила, с которой второй заряд, имеющий магнитную ДН  $\Psi_{M2}(r)$  за счет  $V_a$ , действует на первый заряд находящейся от него на расстоянии  $r$ ,

$$I_1 = (\pi q d_q^3 V_a) / 4,$$

$q$  - величина первого заряда,  $d_q$  - диаметр МО несущего заряд,  $V_a$  - абсолютная скорость движения материи ( $6,3 \cdot 10^5$  м/с).

$$F_{K1,2} = \frac{k[g_2 \Psi_{E1}(r) + g_1 \Psi_{E2}(r)]}{r^2}, \quad (4)$$

где  $F_{K1,2}$  - сила, с которой первый заряд, имеющий электрическую ДН  $\Psi_{E1}(r)$  за счет  $V_a$ , действует на второй заряд находящейся от него на расстоянии  $r$  и плюс сила, с которой второй заряд, имеющий электрическую ДН  $\Psi_{E2}(r)$  за счет  $V_a$ , действует на первый заряд находящейся от него на расстоянии  $r$ .

Исходя из модели атома [1] можно предложить условия образования связей, которые также можно назвать "валентными" для ядер соседних атомов:

$$F_{ЯA1,2} - F_{ЯK1,2} = F_{ЯA2,1} - F_{ЯK2,1}, \quad (5)$$

где  $F_{ЯA1,2}$  - сила Ампера действия ядра второго атома на ядро первого атома,  $F_{ЯK1,2}$  - сила Кулона действия ядра второго атома на ядро первого атома,  $F_{ЯA2,1}$  - сила Ампера действия ядра первого атома на ядро второго атома,  $F_{ЯK2,1}$  - сила Кулона действия ядра первого атома на ядро второго атома. В стационарном состоянии эти силы уравновешены, т.е. выражение (5) равно нулю.

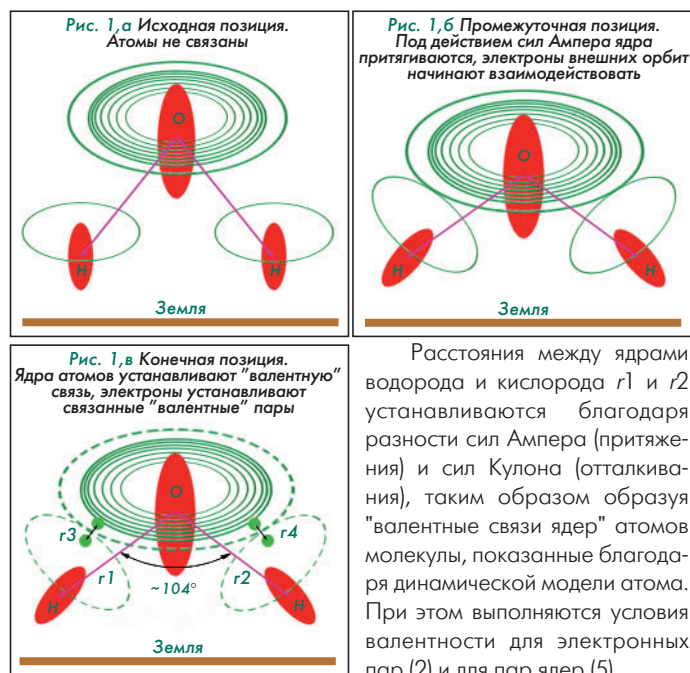
**Вывод:** Динамическая модель атома позволяет определить условия образования валентных электронов - выражение (2) и валентных ядер - выражение (5).

## 2 Пространственная модель молекулы воды

Модель будем строить в соответствии с тем, что все МО поляризованы, а Земля имеет отрицательный потенциал.

В соответствии с [1] электроны атома располагаются в плоскости "эклиптики", ядра атомов имеют вид эллипсоида вращения, большая ось которого вытянута вдоль линии вектора абсолютной скорости  $V_a$ . За счет поляризации ядра атомов смещены в направлении к Земле, а плоскость с электронами вверх от центра ядра атома.

На рис. 1а показана исходная позиция положения атомов кислорода и двух атомов водорода, когда атомы не связаны. На рис. 1б показана промежуточная позиция: под действием сил инерции, Кулона и Ампера электроны внешних орбит и ядра атомов начинают взаимодействовать друг с другом. Наконец, на рис. 1в показан вид молекулы в устойчивом состоянии для случая, когда температура жидкости находится в пределах от 0 до 100 °С. Расстояния между электронами  $r3$  и  $r4$  устанавливаются благодаря разности сил Ампера (притяжения) и сил Кулона (отталкивания), образуя известные из литературы "валентные пары электронов" атомов молекулы.



Расстояния между ядрами водорода и кислорода  $r1$  и  $r2$  устанавливаются благодаря разности сил Ампера (притяжения) и сил Кулона (отталкивания), таким образом образуя "валентные связи ядер" атомов молекулы, показанные благодаря динамической модели атома. При этом выполняются условия валентности для электронных пар (2) и для ядер (5).

На рис. 1в показано устойчивое положение атомов воды, угол между атомами водорода составляет около 104°, хотя могут быть и другие углы, но эти позиции не устойчивы.

Рассмотрим, как влияет температура на фазы состояния молекул воды.

На рис. 2 представлено преобразование строения молекулы воды при повышении температуры. Процесс повышения температуры воды затрагивает несколько физических явлений:

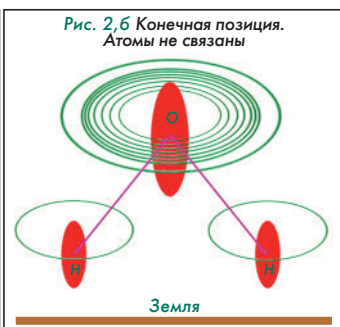
1. Разрыв "водородных" и "кислородных" связей между молекулами воды в водных кластерах и парообразование (пузырьки пара, где вместо кластеров - молекулы воды).
2. Образование пузырьков газа из растворенного в воде газа.
3. Разрыв функциональных связей в самих молекулах воды.

Этот процесс активен при электролизе, но особенно при высокотемпературном электролизе, когда эффективность процесса повышается на 50%. Хотя можно осуществить разложение только повышением температуры до 3270 К, при этом более 50% воды распадается на кислород и водород.

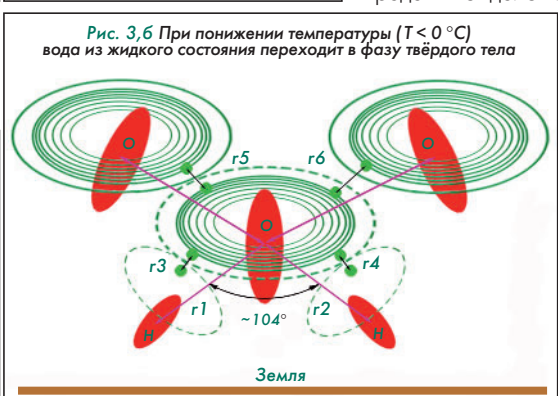
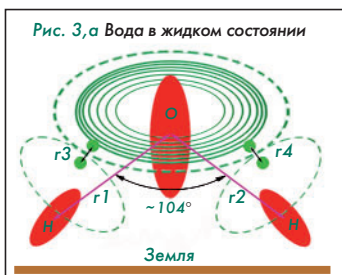
Мы рассмотрим третий пункт из перечисленных явлений. При этом:

$$F_{ин,Э1} = \frac{m_{Э1}\omega^2}{R_{Э1}} > F_{A1,2} - F_{K1,2}, \quad (6)$$

При приложении внешнего напряжения (электролиз), электроны внешних орбит атомов воды приобретают дополнительную кинетическую энергию, которая начинает рвать функциональные связи (ФС), то есть валентные, между электронами и ядрами атомов молекул воды (на рис. 2а красными крестиками обозначены разрывы ФС) и начинается процесс образования свободных атомов кислорода и водорода (рис. 2б).



На рис. 3 представлено преобразование строения молекулы воды при понижении её температуры.



В образовании льда участвуют в основном атомы кислорода, так как у него 8 электронов и 16 нуклонов, которые при охлаждении теряют кинетическую энергию и попадают под влияние таких же электронов соседних атомов кислорода. При этом сохраняются старые валентные пары электронов молекул воды (r3 и r4), и образуются новые электронные, валентные пары (r5 и r6), объединяющие молекулы воды в частицы льда. Следует заметить, что и между ядрами атомов кислорода также начинают появляться новые ФС, образующие валентные пары ядер (r1 и r2), участвующие в образовании льда.

Выводы:

1. С помощью динамической модели атома показаны силы, образующие валентные пары электронов в молекуле.
2. Выяснено, что наряду с валентными электронными парами в молекулах существуют более сильные валентные связи, образованные ядрами атомов.
3. Показана топология молекулы воды с учетом как динамической модели атома, так и поляризации под воздействием электрического поля Земли.
4. Показано влияние температуры на образование "валентных" частей атомов, как электронов, так и ядер атомов.
5. Приведенный пример с водой ограничен молекулярно-атомным уровнем, однако для более низких уровней материи мы можем утверждать, что и для них все функциональные связи будут также определяться действием разности сил Кулона и Ампера.

**Перечень источников**

1. Воронков Д.Н. Электродинамическая модель атома. Нейтрино как элемент первородной космической материи. // Двигатель. 2025. № 1-3. С. 62-66.
2. Википедия. Валентность.
3. Понятие "валентность" в методологическом и дидактическом аспектах. Д.И. Мычко, к.х.н., доцент кафедры неорганической химии БГУ. <https://bsu.by/upload/pdf/377193.pdf?ysclid=mgafw9u11v187825197>
4. Википедия. Электронное облако.
5. Википедия. Теория отталкивания электронных пар валентной оболочки (ОЭПВО).
6. Википедия. Электроотрицательность.

# КАЗАНСКИЙ ПЕРИОД ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НПО ЭНЕРГОМАШ: СПЕЦТЮРЬМА И ОКБ-СД

АО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко":  
**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  
**Светлана Анатольевна Колинова**, руководитель  
группы выставочной деятельности и научно-технической информации

*Рассказывается об истории деятельности коллектива сотрудников во главе с В.П. Глушко в Казани: в рамках группы, КБ-2 в ОКБ-16 4-го Спецотдела НКВД, а затем в ОКБ-РД НКАП.*

*Information about history of activity of team under V. Glushko leadership in Kazan: in frame of group, Design Bureau-2 at ОКБ-16 of 4-th Department of NKVD (special prison), and later as ОКБ-Rocket Engines of NКАP is present.*

**Ключевые слова:** жидкостный ракетный двигатель, ускоритель, самолёт, камера сгорания, лётные испытания.  
**Keywords:** liquid rocket engine, booster, airplane, combustion chamber, flight tests.

В начале 1940 г. заключённый В.П. Глушко был доставлен на Лубянку, в центральный аппарат 4-го Спецотдела НКВД СССР. Об этом посещении в одном из своих воспоминаний он писал: "Для дальнейшего ведения разработок было предложено на выбор: остаться в Москве, переехать в Ленинград или в Казань на вновь строящийся авиационный моторостроительный завод № 27 НКАП. Мною была выбрана Казань, исходя из того, что на вновь строящемся, еще не сложившемся заводе легче создать лабораторные и стендовые установки для разработки ЖРД, легче найти свое место".

Летом 1940 г. Глушко и еще несколько заключённых, работавших с ним над проектом ракетного ускорителя для самолётов, были переведены в казанскую спецтюрьму - ОКБ при заводе № 27. Возглавлял это ОКБ капитан госбезопасности с дипломом инженера-металлурга В.А. Бекетов. Ко времени прибытия Глушко в казанском ОКБ под руководством А.М. Добротворского велась разработка Х-образного 24-цилиндрового поршневого авиадвигателя. Вторым направлением была разработка первого советского дизельного авиадвигателя. Эту работу возглавлял А.Д. Чаромский. После прибытия группы Глушко в ОКБ при заводе № 27 появилось новое направление работ: создание по собственному проекту ЖРД для установки на самолёт.



Заводоуправление Казанского авиазавода

Приступив к разработке проекта самолетного ЖРД, Глушко несколько пересмотрел ранее изложенную им концепцию двигателя. Теперь в проекте предусматривалась разработка однокамерного ЖРД как основного двигателя самолета с тягой камеры 300 кгс.

Схема разрабатываемого маршевого самолетного ЖРД содержала камеру, ТНА, агрегаты автоматики, систему зажигания, систему привода турбины, электросхему управления. В работе над этим проектом существенную помощь оказал Д.Д. Севрук, переведенный в Казань из колымских лагерей в феврале 1941 г. В группе Глушко Севруку было поручено проектирование электросхемы управления работой двигателя и системы зажигания топлива в камере.

В разрабатываемом проекте камера в продольном сечении имела овальную форму с соплом и форкамерой для зажигания электроискровой свечой карбюрированной эфир-воздушной смеси. Через форкамеру же осуществлялся отбор газов, которые после балластировки их водой использовались для привода турбины.

Камера имела 8 гидравлически управляемых форсунок, расположенных по окружности цилиндрической части камеры, в этом же поясе камера имела разъем. Особые меры были приняты для обеспечения надежного охлаждения камеры: спиральное оребрение всех охлаждаемых поверхностей, использование различных средств для интенсификации теплообмена в тракте охлаждения и создание защитной завесы из паров горючего в пристеночном слое.



Схема охлаждения камеры ЖРД РД-1

ТНА двигателя имел одноступенчатую стальную турбину, редуктор числа оборотов и лопастные насосы, подающие компоненты топлива в камеру и масло для смазки подшипников ТНА.

Работы над этим проектом завершились в середине 1941 г. выпуском чертежей камеры и системы зажигания, по остальным агрегатам был создан конструкторский задел. Группе Глушко предстояло определиться с дальнейшим направлением работ.

В этот период времени произошли серьезные изменения в жизни всего советского народа - 22 июня началась Великая Отечественная война. В связи с наступлением германских войск из западных районов в глубь страны были эвакуированы промышленные предприятия и научные организации. В Казань, на завод № 27 был эвакуирован Воронежский авиадвигательный завод № 16, объединенный завод получил наименование завод № 16 НКАП, директором был назначен М.М. Лукин. На соседний самолетостроительный завод был эвакуирован московский завод № 22, туда же было переведено и КБ во главе с В.М. Петляковым. Эти предприятия работали в кооперации: завод № 22 выпускал пикирующие бомбардировщики Пе-2 конструкции Петлякова, завод № 16 - моторы М-105 и их модификации для самолёта Пе-2. С момента объединения заводов № 27 и № 16 казанская спецтюрьма получила свое полное наименование: "ОКБ 4-го Спецотдела НКВД СССР при заводе № 16". (В дальнейшем это учреждение будем именовать "ОКБ-16").

Одновременно с эвакуацией заводов в казанскую спецтюрьму были переведены заключённые тушинского завода № 82, которые под руководством Б.С. Стечкина продолжали разработку осевого компрессора для ВРД.

Война еще больше обострила для группы Глушко необходимость скорейшего выбора проекта самолетного двигателя. Основная трудность для формирования проекта заключалась в отсутствии привязки будущего двигателя к конкретному типу самолёта и технического задания, содержащего параметры и характеристики двигателя. Выходом из этого неопределенного положения стало решение разрабатывать самолетный двигатель, оснащенный четырьмя автономно расположенными камерами. Такой двигатель является универсальным и может быть использован на любом типе самолётов: для легких истребителей достаточно установить однокамер-

ный двигатель, для фронтовых бомбардировщиков - двух или трёх-камерный, для тяжелых самолетов - четырёхкамерный.

Поскольку двигатель РД-1 (такое наименование дали ему авторы проекта) предназначался для установки на серийно выпускаемый самолёт, компоновку двигателя предполагалось выполнять по блочному типу, что позволяло разместить агрегаты двигателя в существующей конструкции самолёта без значительных её изменений. Этому способствовало также то обстоятельство, что камеры, устанавливаемые в любом месте самолёта, имели связи с другими агрегатами двигателя только посредством трубопроводов питания и электрокабелей управления. Использование ранее наработанных материалов позволило достаточно быстро разработать новый проект, включающий общий вид двигателя и техническое описание. Этого оказалось достаточно, чтобы получить одобрение в 4-м Спецотделе НКВД и приступить к проектированию двигателя РД-1. Руководитель этих работ В.П. Глушко в конце 1941 г. был назначен главным конструктором двигателя РД-1 в ОКБ-16.

В начале 1942 г. произошло несколько событий, оказавших непосредственное влияние на работы по двигателю РД-1. В феврале А.Д. Чаромский и часть заключённых инженеров, работающих с ним, были переведены в Москву, а оставшиеся подключены к работам по двигателю РД-1. Кроме того, с целью дальнейшей интенсификации работ в ОКБ-16 были приняты на работу в качестве вольнонаёмных молодые выпускники авиационных институтов и техникумов. Так в коллективе, возглавляемом Глушко, появились А.И. Эдельман, С.П. Агафонов, И.И. Иванов и др. Вместе с уже работающими по двигателю РД-1 заключёнными профессорами Г.С. Жирицким, А.И. Гавриловым, опытными инженерами Д.Д. Севруком, Н.Л. Уманским, А.С. Назаровым, А.М. Беленьким, К.А. Рудзким коллектив представлял серьёзную техническую силу.

Учитывая количество работающих по двигателю РД-1 и с целью чёткой организации ведения работ, руководство 4-го Спецотдела НКВД в феврале 1942 г. приняло решение образовать внутри ОКБ-16 конструкторское бюро по разработке двигателя РД-1.

В то время коллектив КБ оставался небольшим. Жили и питались заключённые на верхнем этаже четырёхэтажного здания заводоуправления. Всё КБ находилось в трёх комнатах на втором этаже. Здесь располагались рядом конструкторы, расчётчики, руководители и чертёжники. Почти у всех были чертёжные доски с новыми тогда кульманами. Глушко вначале располагался в общем большом помещении, лицом к сотрудникам, но позже ему выгородили маленькую комнату, где он работал вместе со своим помощником техником И.И. Ивановым. Единственно, что всё время им напоминало об их статусе заключённых, было то, что при подписи чертежей фамилии не указывались, их заменяли табельные или персональные номера.

Начальником КБ-2 был назначен майор госбезопасности Д.Г. Кобеляцкий, совмещающий это назначение с должностью заместителя начальника ОКБ-16.

Главным конструктором КБ-2 назначили В.П. Глушко, заместителями главного конструктора - Г.С. Жирицкого - по конструкторским работам и одновременно возглавлявшего группу по разработке турбин, а также Д.Д. Севрука, за которым сохранилось руководство работами по созданию электроуправления двигателем, системы зажигания и разработка электропневмоклапанов.

Руководителями групп были назначены: камер сгорания - А.И. Гаврилов; парогзовых турбин - Г.С. Жирицкий; насосов и редукторов - Н.Л. Уманский; шестеренчатых насосов - А.М. Беленький; расчётов - Н.А. Желтухин.

Остальные работники КБ-2 были распределены по этим группам в соответствии с их профессиональной специализацией.

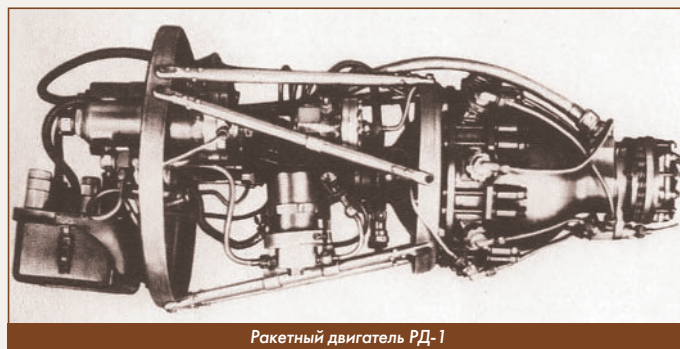
Организация КБ-2 сильно продвинула разработку конструкции и выпуск чертежей деталей и агрегатов двигателя, что позволило включить в план завода № 16 изготовление двигателя РД-1. Кроме того, в распоряжение ОКБ-16 было выделено несколько металлообрабатывающих станков и передано в штат КБ-2 несколько рабочих, среди них, Н.Н. Бахтин, Б.А. Кудряшов, Н.Г. Васильев, Г.Н. Курбанов, начальником участка был назначен Н.Р. Воронцов.

Технологическое обеспечение работ по изготовлению камеры осуществляли молодые вольнонаёмные инженеры Н.Н. Артамонов и И.И. Шершенков.

Как вспоминал молодой вольнонаёмный специалист А.И. Эдельман, который начал работать в КБ Глушко в марте 1942 года, *"работали мы (вольнонаёмные) вместе с зеками. Когда заканчивался трудовой день, они поднимались к "себе" - в тюрьму на верхнем этаже. О своем времяпрепровождении они не распространялись. Видимо, как и мы, они были предупреждены о недопустимости посторонних разговоров на вольные темы. Характеры у всех были очень разные - от флегматичного, спокойного Беленького, молчаливого, степенного Жирицкого до порывистого, экспансивного Рудзкого или разговорчивого, улыбчивого Севрука, но молчание о причинах ареста, о своей судьбе соблюдалось строго всеми"*.

К концу III квартала определились с типом насоса для подачи компонентов топлива. Лопастной насос оказался неработоспособным в среде азотной кислоты, по центробежному насосу проводились практически не проводились в связи с отсутствием в КБ-2 соответствующих специалистов. Работы по шестеренчатым насосам дали положительные результаты. Это стало следствием простоты их конструкции и наличием в КБ-2 высокопрофессиональных специалистов этого профиля Н.Л. Уманского и А.М. Беленького. Этот тип конструкции насосов стал основным у всего семейства самолетных ЖРД РД-1 (РД-1ХЗ) и РД-2.

К концу октября 1942 г. все агрегаты: камера, насосы, пусковые и отсечные гидрозлектроклапаны, система зажигания, а также стендовая "раковина" были изготовлены и 1 ноября проведен первый огневой пуск экспериментальной сборки будущего двигателя РД-1. В этот день прошло 7 испытаний суммарной длительностью 35 секунд. Цель испытаний - отладка пусковой системы для безударного воспламенения топлива в камере сгорания.

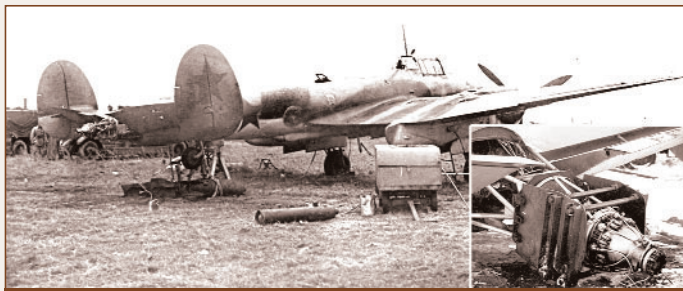


Ракетный двигатель РД-1

В разгар этих работ, в августе 1942 г. в ОКБ-16 неожиданно появились директор и главный конструктор авиазавода № 293 В.Ф. Болховитинов и ведущий инженер А.М. Исаев, занимающиеся разработкой истребителя-перехватчика "БИ-1" с ракетным двигателем конструкции Л.С. Душкина. Поскольку в это же время под общим руководством А.Г. Костинова разрабатывался еще один истребитель-перехватчик ("проект 302") с ЖРД конструкции Душкина, от доводки двигателя для "БИ-1" его разработчики самоустранились, и Болховитинов с Исаевым вынуждены были искать помощь "на стороне". Вот как описывал встречу Болховитинова и Исаева с Глушко в 1942 году в Казани Б.Е. Черток в своей книге "Ракеты и люди": *"...Исаев восторженно рассказывал об этой встрече. По его словам, за два дня общения с заключённым Глушко и его сотрудниками они с патроном узнали о ЖРД больше, чем за весь предыдущий период общения с РНИИ"*. Встреча Исаева с Глушко стала стартовой площадкой для формирования Исаева в выдающегося двигателялиста, создавшего собственное направление в отечественном ракетном двигателестроении. Он многое почерпнул из работы КБ-2 для модифицирования двигателя Душкина и, главное, по его собственным воспоминаниям, он окончательно поверил в возможность создания ЖРД.

Приезд коллег по разработке самолётного ЖРД оказался полезным и для Глушко. Маслитый авиаконструктор В.Ф. Болховитинов, ознакомились с техническими данными двигателя РД-1,





Подготовка Пе-2 с двигателем РД-1 к полёту

Первый контрольно-сдаточный полёт самолета Пе-2Р с установленным двигателем РД-1 без его включения состоялся 11 августа 1943 г., а с 22 августа были начаты полёты по отработке системы зажигания двигателя в условиях полёта на различных высотах. Для проведения этих работ был утвержден состав экипажа самолета Пе-2Р: летчик-испытатель ЛЭС завода № 22 капитан А.Г. Васильченко, штурман ведущий инженер ЛЭС завода № 22 Д.Л. Баклунов, инженеры-экспериментаторы-бортинженер ЛЭС завода № 22 С.Ф. Харламов и зам. главного конструктора ОКБ завода № 16 Д.Д. Севрук. Мечтавший с 30-х годов о полете на ракетоплане с ЖРД С.П. Королёв был назначен ответственным за лётную отработку РУ-1 и непосредственно к участию в полетах допущен не был.

Проведенные в августе и начале сентября пробные запуски двигателя на различных высотах показали зависимость надёжности зажигания от высоты полёта. Принятые меры по усовершенствованию конструкции форкамеры позволили обеспечить безотказное зажигание эфиро-воздушной смесью до высот 3200...3500 м.

Перед началом лётных испытаний с включением двигателя был проведён цикл наземных кратковременных огневых испытаний двигателя РД-1 в составе самолёта. Первое испытание состоялось 18 сентября 1943 г. в присутствии зам. Наркома авиапрома А.И. Кузнецова, который "благословил" на начало полётов самолета Пе-2Р с включением двигателя РД-1.



Опробование двигателя РД-1 на самолете Пе-2

Первый такой полет состоялся 1 октября 1943 г., двигатель работал 2 мин. на высоте 2740 м и дал увеличение скорости на 80 км/ч. Этот результат получил подтверждение при втором полете 3 октября, когда двигатель работал 4 мин.

К декабрю 1943 г. суммарный за несколько пусков ресурс работы двигателя составляет: на режиме минимальной тяги - 1 час 10 мин., на номинальной тяге 1 час 15 мин. Удельный импульс тяги - 200 кгс·с/кг. При официальных испытаниях двигатель безаварийно отработал 1 час 36 мин. на режиме полной тяги и 24 мин. на режиме пониженной тяги.



Пе-2 в полёте с включенным РД-1

Положительные результаты этих испытаний явились основанием предъявить двигатель для проведения испытаний, совместных с представительством Наркомата обороны.

На основании положительных результатов совместных испытаний и рекомендации комиссии НКАП 13 марта 1944 г. выпустил приказ № 184, которым заводу № 16 была заказана малая серия (30 экземпляров) двигателей для окончательной доводки и обеспечения лётных заводских и войсковых испытаний.

В ходе лётных испытаний ускорителя РУ-1 на борту самолёта Пе-2 однажды случился курьез, чуть было не закончившийся трагически. В один из полётов зенитчики, охраняющие подступы к Казани, удивленные, видимо, необычной скоростью самолёта и струёй бурого дыма из хвоста, не оповещенные о полётах, открыли по нему огонь. На счастье экипажа, зенитчики в тот раз не отличились меткостью. Высота была 5000 м, и самолет, на борту которого находился Д.Д. Севрук, благополучно сел на аэродром завода № 22.

По официальным данным, за период с 22 августа 1943 г. по 18 ноября 1943 г. экипажем в составе лётчика Васильченко, штурмана Бакланова или Лашкевича и экспериментатора Севрука было произведено 40 полётов на самолёте Пе-2 с включением ЖРД.

Развёртывание работ по созданию самолётных ЖРД было подкреплено решением НКАП направить в течение 1944 г. в ОКБ-16 молодых инженеров, закончивших авиационные институты. Из них в КБ-2 были зачислены Л.И. Адам, Н.П. Алехин, П.П. Бровкин, Н. Нужин, А.С. Саркисян, Н.Н. Светушков, М.З. Полонский, Р. Соколова, Н.А. Судок, А.Я. Трофимов, с завода № 16 перевёлся В.Л. Шабранский.

Результаты совместных испытаний двигателя РД-1 были доложены Государственному Комитету Обороны. ГКО в своем Постановлении от 22 мая 1944 г. № 5946, доведённым до исполнителей приказом НКАП от 30 мая 1944 г. № 371, поручил главным конструкторам А.С. Яковлеву и С.А. Лавочкину установить двигатель РД-1 на серийные самолёты Як-3 и Ла-7, а П.О. Сухому - на экспериментальный Су-7. Кроме того, А.С. Яковлев обязывался спроектировать и построить чисто реактивный истребитель под трёхкамерный автономный двигатель РД-3, над которым КБ-2 ОКБ-16 вело работы.

Разработка двигателя РД-3 началась в январе 1944 г., когда по предложению В.П. Глушко начальник ОКБ-16 направил в НИИ ВВС на согласование проекты ТТТ по двухкамерному и трёхкамерному автономному двигателю. В КБ-2 приступили к выпуску конструкторской документации на двигатель РД-3.

В конструкции трёхкамерного двигателя РД-3 нашли свое продолжение идеи, не реализованные в двигателе РД-1 четырёхкамерного варианта. По замыслу авторов двигатель РД-3 предназначался для использования в качестве основного маршевого двигателя на истребителях-перехватчиках. На других типах самолётов он мог быть использован и как вспомогательный двигатель, дополняющий винтомоторную группу для улучшения на непродолжительное время взлётных, скоростных и высотных характеристик самолёта.

Однако дальнейшие работы были прекращены в связи с занятостью коллектива КБ работами по установке двигателей РД-1 на самолёты Ла-7, Як-3, Су-7. Кроме того, ведущие авиаконструкторы страны определили, что номинальная тяга РД-3 в 900 кгс не соответствует требованиям для истребителя-перехватчика образца 1945 г.

Работы по двигателю РД-1 в 1944 г. велись в двух направлениях:

- повышение работоспособности камеры для обеспечения её рабочего ресурса длительностью 1 час с двумя-тремя переборками;
- отработка безотказного запуска двигателя на высотах до 7000 м.

Основным дефектом в конструкции двигателя было появление в процессе длительной работы "проливов" внутренней стенки камеры со стороны полости сгорания топлива. Для исключения этого дефекта в течение 1944 г. было опробовано множество различных конструктивных мер, однозначно положительный результат уда-

лось получить только в 1945 г. после изменения материала стенки: алюминиевый сплав был заменен на жаростойкую сталь.

Обеспечение высотного запуска тоже оказалось достаточно сложным делом. Попытки получить безотказное зажигание введением различных устройств по стабилизации факела эфиро-воздушной смеси не увенчались успехом. В середине 1944 г. был заменён источник воспламенения: вместо электро-искровой свечи применили свечу накаливания. Однако и этот вариант зажигания обеспечил надежный запуск двигателя только до высоты 5000 м.

В череде этих трудовых будней произошло событие, изменившее судьбу руководящего состава КБ-2 ОКБ-16. В июле 1944 г. Нарком НКВД Л.П. Берия обратился к председателю ГКО И.В. Сталину с предложением освободить из казанской спецтюрьмы 35 заключённых, которые самоотверженным и продуктивным трудом искупили свою вину. После получения его согласия Президиум Верховного Совета СССР 27 июля 1944 г. принял решение об их досрочном освобождении со снятием судимости. Среди освобождённых были В.А. Витка, В.П. Глушко, Г.С. Жирицкий, С.П. Королёв, Г.Н. Лист, В.Л. Пржецлавский, Д.Д. Севрук, Н.Л. Уманский, Н.С. Шнякин.

На базе коллектива освобождённых руководителей и вольнонаёмных сотрудников КБ-2 в системе НКАП было организовано ОКБ-РД (ОКБ реактивных двигателей), открытое название - ОКБ-СД (ОКБ специальных двигателей) во главе с главным конструктором В.П. Глушко.

Обретя свободу, Глушко дополнительно к техническому руководству работами по созданию самолётных ЖРД получил множество административно-хозяйственных дел. Начал он с обращения в НКАП с просьбой утвердить в должности зам. главного конструктора Д.Д. Севрука и Г.С. Жирицкого и назначить на должность зам. главного конструктора по реактивным установкам С.П. Королёва. На время оформления соответствующих документов Глушко провел указанные назначения своим приказом по ОКБ-РД. В те же дни Глушко обращается в НКАП с просьбой назначить персональные оклады зам. главного конструктора Д.Д. Севруку, Г.С. Жирицкому и начальникам конструкторских групп В.А. Витке, С.П. Королёву, Г.Н. Листу и Н.Л. Уманскому.

Следующий шаг - составление штатного расписания ОКБ. В него, по согласованию с В.А. Бекетовым, на некоторые должности зачислены и заключённые, продолжающие работать по тематике ОКБ-РД. Ниже приведено штатное расписание в сокращённом виде - указаны только руководящие должности и фамилии.

Главный конструктор, начальник ОКБ В.П. Глушко; зам. главного конструктора Д.Д. Севрук, Г.С. Жирицкий, С.П. Королёв; начальник опытного производства Н.Н. Артамонов; ведущий инженер по производству А.И. Мужиков; пом. главного конструктора по адм.хоз. части С.А. Костин; серийно-конструкторское бюро Н.С. Шнякин; руководители групп КБ: камер сгорания Г.Н. Лист, турбонасосов В.Я. Озолин\*, автоматики В.А. Витка, редукторов Н.Л. Уманский, расчётов Н.А. Желтухин\*, газодинамической К.И. Страхович\*, изменений и оформления В.А. Чага\*, нормоконтроля А.О. Вольф, технический архив А.С. Кириллова; бюро реактивных установок Н.С. Осипов\*; лаборатория двигателей К.А. Рудзкий\*; пом. начальника лаборатории по адм.-хоз.части В.Л. Шабранский; лаборатория электроавтоматики С.А. Сапаров\*; химическая лаборатория А.А. Мееров\*; начальник механического цеха М.А. Храпко\*; начальник сборочного цеха Н.П. Воронцов\*.

Знаком \* отмечены прикомандированные к ОКБ-РД заключённые.

Общая численность ОКБ-РД в августе 1944 г. составила 144 человека, из них 33 - прикомандированные заключённые.

Окончательно ОКБ-РД было сформировано после подписания 31 августа 1944 г. штатного расписания административно-управленческого персонала, в котором В.П. Глушко утверждался главным конструктором второй степени, Д.Д. Севрук и Г.С. Жирицкий его заместителями. В соответствии с Постановлением СНК СССР 1940 г. вторая степень присваивалась главному конструктору КБ авиационных моторов, у которого в серийном производстве

находился один мотор. Такой главный конструктор мог иметь только двух заместителей. Таким образом, С.П. Королёв в августе 1944 года не был утверждён заместителем В.П. Глушко. Однако, начиная с декабря 1944 г. С.П. Королёв стал подписывать документы в ранге зам. главного конструктора ОКБ-РД, причем иногда сам добавлял "по РУ". В архивах завода сохранились документы, подтверждающие такую должность С.П. Королёва.

Преодолевая многие сложности организационно-бытового характера, ОКБ-РД продолжало интенсивную работу по созданию двигателя РД-1 для самолётов Ла-7, Як-3, Су-7. Проведенные во втором полугодии 1944 г. исследования возможности применения калильного зажигания показали недостаточную надёжность его работы на высотах более 5000 м.

В отработке высотного зажигания стал непосредственно принимать участие С.П. Королёв. 9 декабря 1944 г. он провел первые тренировочные наземные запуски двигателя в составе РУ-1 самолёта Пе-2Р. Первый полёт в качестве инженера-экспериментатора Королёв совершил 20 декабря 1944 г. и до 26 февраля 1945 г. только он участвовал во всех 12 полетах Пе-2Р. "Утолив жажду" полётов на самолёте с ЖРД, далее Королёв летал поочередно с Севруком и Баклуновым.

В середине декабря 1944 г. В.П. Глушко и директор завода № 16 М.М. Лукин подписали "Тематический план опытных работ ОКБ-РД завода № 16 НКАП на 1945 г.", который был направлен на утверждение в восьмое ГУ НКАП. В плане предусматривалось продолжение работ с однокамерным двигателем РД-1 в части обеспечения высотного (до 7000 м) зажигания, разработка двухкамерного двигателя РД-2, продолжение работ по трёхкамерному двигателю РД-3, включая его вариант РД-3Ф (форсированный до тяги 1500 кгс), и разработка самолётного однокамерного двигателя РД-10 тягой 1500 кгс, который рассматривался как прототип мощного, тягой 25...30 тс двигателя, работающего на топливе перекись водорода и метиловой или этиловый спирт, предназначенного для ракет дальнего действия.

Однако руководство Главка НКАП не поддержало перспективную направленность плана ОКБ-РД и предложило сконцентрировать работу на дальнейшем совершенствовании двигателя РД-1. В частности, предлагалось разработать вариант конструкции РД-1 с резким уменьшением трудоёмкости, повысить запуск двигателя до высоты 9000 м, обеспечить общий ресурс работы двигателя до двух часов, спроектировать, изготовить и испытать форсированный двигатель РД-1Ф тягой 400 кгс. По двигателю РД-3 подтверждалось проведение намеченных ранее работ, по двигателю РД-10 - ограничиться расчётно-проектными работами.

Разработка новой системы высотного запуска двигателя РД-1 началась в феврале 1945 г. в химической лаборатории ОКБ-РД под руководством её начальника А.А. Меерова с участием Д.Д. Севрука. Была исследована возможность использования в качестве пускового горючего нескольких химических веществ, остановились на смеси 75 % карбинола и 25 % бензина, смесевая жидкость получила наименование Б23-75.

В период с 18 по 25 июня 1945 г. двигатель с химическим зажиганием прошёл официальные стендовые испытания на надёжность запуска, а в течение июня прошла проверка запуска во всем диапазоне высот до 7000 м. Такой двигатель получил обозначение РД-1ХЗ. Для дальнейшей отработки высотности запуска двигателя до 9000 м, как это было предложено ГУ НКАП, требовалась замена самолёта, т.к. полётный потолок у Пе-2 составлял 7000 м.

Положительные результаты отработки высотного запуска посредством химического зажигания были доложены ГКО, который принял Постановление № 8934 от 6 июня 1945 г., которое было доведено до исполнителей приказами НКАП от 15 июня 1945 г. № 251 и от 16 сентября 1945 г. № 378: двигатель РД-1ХЗ включался в программу серийного выпуска завода № 16 на III и IV кварталы 1945 г., заводу поручалось изготовить 200 экземпляров двигателей.

На протяжении всей доводки двигателя как в наземных условиях, так и при полётах самолёта Пе-2Р случались аварийные ситуа-

ции, неоднократно имели место разрушения камеры двигателя на режиме запуска. Наиболее известный аварийный случай произошел 12 мая 1945 г., когда при включении двигателя РД-1ХЗ на высоте 7000 м произошел взрыв, разрушивший двигатель и повредивший хвостовое оперение. В этом полете экипаж самолета Пе-2Р состоял из летчика-испытателя А.Г. Васильченко, инженера-экспериментатора С.П. Королёва и бортмеханика С.Ф. Харламова.

Благодаря мастерству лётчика самолёт удалось благополучно посадить на аэродром ЛЭС завода № 22. Из экипажа пострадал только Королёв: от резкого повышения давления в камере сгорания лопнула трубка подвода кислоты к манометру на приборном щитке в кабине инженера-экспериментатора, пары азотной кислоты повредили кожу на лице и белки глаз под очками-консервами. Королёв около двух недель лечился, к счастью, травмы удалось вылечить.

В это время Королёв начал силами имеющихся в ОКБ-РД конструкторов разрабатывать проекты боевых ракет Д-1, Д-2 и Д-4. Ракеты Д-1 и Д-2 работают на твердом топливе, Д-1 - баллистическая, Д-2 - крылатая, масса снаряженных ракет и дальность полета составляют соответственно 1000 кг, 32 км и 1200 кг, 76 км. Жидкостная ракета Д-4 имеет начальную массу 1200 кг, тяга его ЖРД - 1200 кгс, время работы - 80 с.

Завершив проектные разработки указанных ракет, Королёв вторично, 30 июня 1945 г. обратился в НКАП с предложением организовать спецбюро по РДД. Предлагалось приступить к разработке крылатой ракеты Д-2 со сроком сдачи её на вооружение в 1946 г. Ответа на это предложение Королёв не дождался: 11 августа 1945 г. он выехал в Москву с надеждой участвовать в составе экипажа Пе-2Р в традиционном авиационном параде в Тушино. Но в 1945 г. парад был отменен, а Королёв 8 сентября 1945 г. в составе группы специалистов выехал в Германию для изучения немецкой военной техники. Группа работников ОКБ-РД во главе с В.П. Глушко выехала в командировку в Германию раньше, в середине июля.

Основной коллектив ОКБ-РД вел работы в соответствии с годовым планом. Завершив отработку высотного запуска, внимание было сосредоточено на обеспечении ресурса работы двигателя РД-1ХЗ до 1 часа.

Внедренными конструктивными мерами удалось довести ресурс работы камеры до 62 - 65 мин., что позволило начать официальные заводские испытания, которые состоялись 31 октября - 1 ноября 1945 г. Однако двигатель проработал 53 мин. и вышел из строя из-за прогара огневой стенки. Повторные официальные заводские испытания двигателя с внутренней стенкой из жаропрочной стали вместо алюминиевого сплава состоялись только в конце 1946 г. из-за занятости цехов изготовлением серийной продукции. Двигатели при повторных официальных испытаниях отработали 93 и 120 минут. Требование по ресурсу работы 1 час было выполнено с солидным запасом.

Во втором полугодии 1945 г. были завершены лётные испытания самолётов Ла-7, Як-3 и Су-7 с дополнительно установленными двигателями РД-1 и РД-1ХЗ.



Обслуживание двигателя РД-1ХЗ на самолете Су-7

Запланированные на 1945 год работы по изготовлению двухкамерного двигателя РД-2 претерпели изменение: было принято решение разработать и изготовить двигатель РД-2 в однокамерном варианте тягой 600 кгс.

Двигатель разрабатывался на базе РД-1ХЗ, отличия заключались в удвоенной величине тяги камеры, что должно было дать прирост скорости самолёта более 200 км/ч. Ориентировочно двигатель предназначался для ОКБ С.А. Лавочкина.

Чертежи двигателя РД-2 были выпущены в октябре-ноябре 1945 г., однако производство завода № 16, загруженное изготовлением серийных двигателей РД-1ХЗ, к работам по двигателю РД-2 в 1945 г. не приступило. Изготовление было перенесено на 1946 г.

В завершение рассказа о 1945 г. необходимо упомянуть о двух событиях, коснувшихся работников ОКБ-РД. Дальнейшее развитие отечественного реактивного двигателестроения требовало притока молодых специалистов, имеющих соответствующую профессиональную подготовку. По инициативе В.П. Глушко, поддержанной директором казанского авиационного института Г.В. Каменковым, в мае вышел приказ Наркомата высшего образования об организации в КАИ кафедры реактивных двигателей. 14 июля 1945 г. приказом по КАИ кафедра была организована. В её состав вошли: зав. кафедрой - В.П. Глушко, профессор кафедры - Г.С. Жирицкий, старшие преподаватели - Д.Д. Севрук, С.П. Королёв, Г.Н. Лист, Д.Я. Брагин.

В сентябре 1945 г. по итогам работ в области создания военной техники состоялось награждение орденами ведущих сотрудников предприятия. Ордена Трудового Красного Знамени были вручены В.П. Глушко и Д.Д. Севруку, ордена "Знак Почета" - С.П. Королёву, Г.С. Жирицкому, Г.Н. Листу, Н.Н. Артамонову, Н.С. Шнякину. Многие работники ОКБ-РД были награждены медалью "За доблестный труд в Великой отечественной войне 1941-1945 гг."

1945 г. ознаменовался победой советского народа в Великой Отечественной войне. Коллективом ОКБ-РД так же был одержан ряд трудовых побед: окончательно была решена задача запуска двигателя практически на любой высоте, НКАП принял решение об изготовлении второй серии двигателей РД-1ХЗ, успешно прошли полеты истребителей Ла-7, Як-3, Су-7 с двигателем РД-1ХЗ, радостным событием явилось награждение руководства и членов коллектива ОКБ-РД.

Завершающим аккордом использования ЖРД в авиации явился демонстрационный полёт на авиационном параде в Тушино 18 августа 1946 г. экспериментального самолёта "120Р" с работающим РД-1ХЗ.



Опробование двигателя РД-1ХЗ на самолете 120Р

В Казани ОКБ-РД продолжало работать до его реорганизации в июле 1946 г. в ОКБ-456 и переезда сотрудников в ноябре 1946 г. в г. Химки Московской области на завод № 456. **П**

#### Перечень источников

1. Глушко В.П. Путь в ракетной технике. Избранные труды. 1924 - 1946. М.: Машиностроение, 1977.
2. Арбузов И.А., Судаков В.С., Рахманин В.Ф. ГДЛ. М.: НПО Энергомаш, 2021.
3. НПО Энергомаш. Путь в ракетной технике. Под ред. Каторгина Б.И. М.: Машиностроение, 2004.
4. Судаков В.С., Рахманин В.Ф., Котельникова Р.Н. Разработка жидкостных самолетных ускорителей под руководством В.П. Глушко (1930 - 1940-е гг.). Доклад на XI Международном симпозиуме по истории авиации и космонавтики, Москва, 2 - 4 июня 1997 г.
5. Черток Б.Е. Ракеты и люди. М.: Машиностроение, 1995.

Связь с авторами: sudakov\_vs@npoem.ru

# ОРУЖИЕ XX ВЕКА

(Продолжение. Начало в 1-3 - 2025)



Вячеслав Фёдорович Рахманин

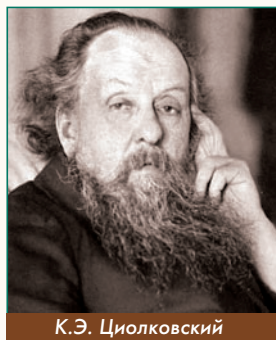
## Разработка межконтинентальной ракеты

XX век ознаменован двумя научно-техническими событиями мирового значения: практическим использованием реакции деления атомного ядра урана и выходом человека в космическое пространство. И первооснову каждого из них составляли работы по созданию нового вооружения.

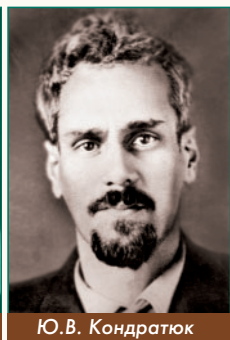
О работах в области изучения и практического применения атомной энергии для производства взрыва изложено в первой части статьи. С точки зрения вооружения, это было создание снаряда. Чтобы стать оружием, необходимо было иметь средство его доставки по назначению.

На первом этапе атомные бомбы планировалось доставлять тяжелыми бомбардировщиками авиации дальнего действия. Так поступили американцы при нанесении бомбовых ударов по японским городам Хиросима (6 августа) и Нагасаки (9 августа) в 1945 г. Такую же угрозу нанесения бомбовых ударов по территории СССР представляли американские бомбардировщики, размещенные на авиабазах в Европе и Малой Азии, в пределах досягаемости военных и индустриальных объектов нашей страны.

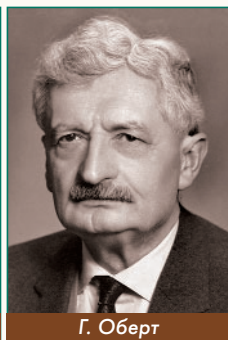
Ответный адекватный удар Вооруженные Силы СССР нанести не имели возможности. Хотя промышленность СССР в начале 1950-х годов начала производить атомные бомбы для вооружения Советской Армии, но авиации дальнего действия, способной нанести бомбовые удары по территории США, в то время в СССР не имелось. Для решения этой стратегической задачи требовалось использовать иное средство, способное доставить ядерный заряд на расстояние около 10 000 км. Таким средством доставки могла быть жидкостная баллистическая ракета требуемой дальности полета, о возможности создания которой имелись теоретические разработки К.Э. Циолковского, Ю.В. Кондратюка, Г. Оберта и практические разработки энтузиастов применения реактивного принципа движения, завершившиеся созданием боевой баллистической ракеты дальностью полета до 300 км.



К.Э. Циолковский



Ю.В. Кондратюк



Г. Оберт

Используемый в ракете принцип движения основан на физической закономерности - реакции струи газа или жидкости, вытекающей под давлением из полужамкнутого сосуда. Естественность реактивного движения подтверждается в живой природе: каракатица в водной среде передвигается путем извержения струи жидкости. Природное свойство реактивного движения было замечено человеком и применялось в различных сферах его деятельности, в том числе и в военных целях.

История такого применения реактивного движения имеет несколько этапов.

К первому этапу, назовем его доисторическим, следует отнести применение "огненных стрел" во внутренних конфликтах в Китае в первые годы нашей эры.

Второй этап - использование в различных европейских армиях в течение XVI - XIX веков реактивного вооружения на "черном" порохе в качестве топлива.



Подготовка к пуску ракеты Конгрева. Восточная Африка, 1890 г.

С появлением в середине XIX века нарезного огнестрельного оружия от реактивного вооружения отказались.

Третий этап - первая половина XX века. Его начало ознаменовано публикацией в 1903 г. гениального предложения К.Э. Циолковского использовать в качестве ракетного топлива жидкие химические элементы или их соединения. Это предложение было подкреплено теоретическими расчетами возможности преодолеть земное притяжение жидкостной ракетой. Идея получила популярность и вдохновила молодых ученых и инженеров в различных странах заняться её практической реализацией. Но первые практические разработки конструкции новых летательных аппаратов противоречили исходной теоретической идеи их предназначения для космических полетов.

Мировая история научно-технического развития человеческого общества показывает, что научные открытия или крупные технические изобретения получают быструю реализацию в случаях их использования в военных целях. Таким же путем пошла разработка жидкостных ракет. Потребные для создания космических ракет финансовые средства могло выделить только государство. Но межпланетные полеты, которые пропагандировали энтузиасты космонавтики, не интересовали государственные органы, т.к. не обещали получение в ближайшее время выгоды ни в одной из областей государственной деятельности или общественной жизни. Однако появившиеся неограниченные возможности дальности полета жидкостных ракет стали отправным пунктом для возобновления работ по созданию ракетного вооружения. Для проведения таких работ нашлись и необходимые финансы, и инженеры-энтузиасты.

Созданием первых жидкостных ракет в 1920-1930-х годах в США занимались Р. Годдард и Т. фон Карман, в эти же годы в СССР разработкой жидкостной ракетной техники занимались Ф.А. Цандер, В.П. Глушко, С.П. Королёв.



Двигатель ракеты Годдарда

В начале Второй мировой войны разработка жидкостных ракет боевого назначения в США и СССР была прекращена в связи с принятием решения об их бесперспективности.

Наиболее плодотворно развитие жидкостной ракетной техники велось в Германии. В 1920-е годы теоретическими и научно-практическими вопросами создания экспериментальных ракет занимались Г. Оберт, В. Ридель, И. Винклер. В 1931 г. к разработке баллистических ракет на жидком топливе подключились военные структуры: в составе Управления вооружения Сухопутных войск была организована группа по изучению и разработке ракетного вооружения. С течением времени эта группа превратилась в КБ и при административном управлении В. Дорнбергера и научно-техническом руководстве В. фон Брауна разработала баллистическую ракету А-4, получившую более широкую известность как Фау-2.

Эта ракета имела дальность полёта 260...270 км, боевой заряд около 1 т. и с 8 сентября 1944 г. по 27 марта 1945 г. использовалась для обстрела Лондона и других европейских городов. Военно-политическое

руководство Германии надеялось на высокую эффективность этого "чудо-оружия". Однако, по послевоенным оценкам историков и военных различных стран бомбардировка городов не оказала какого-нибудь воздействия на ведение боевых действий на фронтах. Более того, один из самых активных сторонников разработки и применения боевых ракет немецкой армией, рейхсминистр вооружения А. Шпеер, оценивая итоги ракетного обстрела Англии,

вынужден был признать: "...выяснилось, что наш самый дорогостоящий проект оказался и самым бессмысленным".

Так что же, создание баллистической ракеты дальнего действия оказалось тупиковым развитием военной техники? С точки зрения истории научно-технического развития мирового сообщества создание ракеты дальнего действия А-4 явилось выдающимся техническим достижением. И хотя боевые характеристики ракеты А-4 не соответствовали требованиям к оружию середины XX века по точности поражения целей, это был технический прорыв в создании дальнобойного вооружения. Изучение трофейной ракетной техники и, особенно, организации разработки и промышленного производства ракет А-4 в Германии легли в основу создания в СССР нового вида вооружения. Необходимость вооружения Советской Армии дальнобойными ракетами было обусловлено напряжённой международной обстановкой в первые послевоенные годы.

В мае 1945 г. окончилась военная действия Второй мировой войны, происходившие на Европейском континенте, а в сентябре того же года завершились сражения этой войны в Азии. Самая кровопролитная война в истории человечества завершилась капитуляцией фашистской Германии и самурайской Японии. Это была победа коалиции стран, военную мощь которых, в основном, составляли вооружённые силы СССР, США и Великобритании. Перед лицом общей опасности, исходившей от Германии с её европейскими союзниками и Японии, произошло объединение военных усилий стран с различным социально-политическим строем. Угроза военного поражения от стран оси "Рим-Берлин-Токио" заставила на время забыть о расхождении идеологических взглядов на государственное устройство и объединиться против общего врага.

Радость победы на полях Европы, искренность дружеских контактов встретившихся войск СССР, США и Великобритании на территории Германии в мае 1945 г., верность СССР союзническим обязательствам при вступлении в войну в августе 1945 г. с Японией внушали надежду на продолжение союзнических отношений между государствами антигитлеровской коалиции и после окончания Второй мировой войны. Для этого были достаточно веские основания.

По свидетельству А.А. Громыко правительство СССР имело твёрдое намерение продолжить сотрудничество с западными державами. Уход летом 1945 г. в отставку правительства консерваторов во главе с Уинстоном Черчиллем в связи с победой на выборах лейбористской (рабочей) партии, возглавляемой Клементом Эттли, вселял дополнительные надежды на укрепление отношений с новым правительством Великобритании. С советской стороны предпринимались меры, чтобы сохранить и преумножить те положительные политические связи, которые установились между странами во время войны, сотрудничать в урегулировании сложных политических проблем в послевоенное время.

Мощный сигнал о готовности к международному сотрудничеству дал И.В. Сталин в своей предвыборной речи 9 февраля 1946 г. в Москве. Обращаясь к своим избирателям, политический лидер



И.В. Сталин

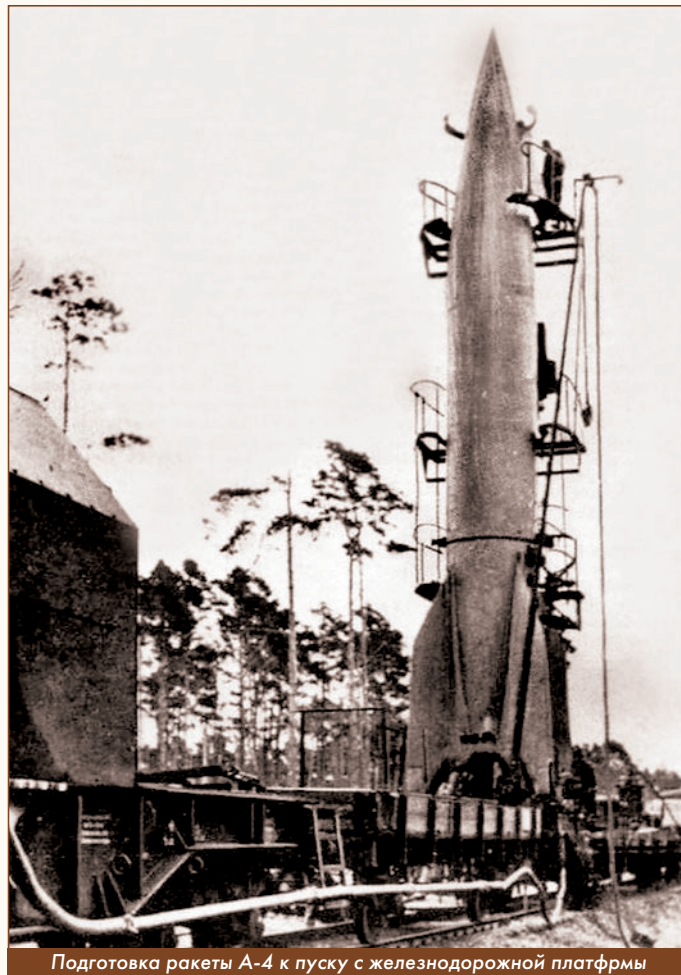
СССР понимал, что его речь будет тщательно проанализирована западными политиками. Это, видимо, стало для него основанием при изложении нового курса внешней политики СССР, в отличие от 20-30-х годов, не упоминать ни о мировой революции, ни о всемирном единении пролетариата. (Руководящий орган международного коммунистического движения Коминтерн был упразднён в мае 1943 г.). Сталин сделал упор на мирное сосуществование

государств с различным социально-политическим строем. Однако политическое руководство США и Великобритании имело иные взгляды на отношения с СССР. Окончание Второй мировой войны явилось сигналом для распада антигитлеровской коалиции. После капитуляции фашистской Германии США при поддержке Великобритании поставили своей целью продолжить изоляцию СССР на международной арене в послевоенный период. Большие надежды они возлагали на то, что СССР, понесший огромные людские и материальные потери в войне, окажется в экономической зависимости от капиталистического мира и не будет играть заметной роли в мировой политике. Эта позиция западных держав проявилась в ходе последней международной конференции в июле 1945 г. в Потсдаме с участием политических лидеров стран-победителей.

Вынужденный союз Великобритании и США с СССР во время Второй мировой войны был не сменой политического курса западных держав в отношениях с СССР, он появился в результате опасения быстрого поражения СССР в войне с фашистской Германией, которая претендовала на мировое господство. Победоносное завершение Второй мировой войны послужило сигналом для возобновления враждебной политики по отношению к СССР, набравшего в ходе войны международный политический авторитет и занявшего своё историческое место в ряду Великих мировых держав. Яростный противник коммунистической идеологии Уинстон Черчилль, вынужденный в момент опасности вторжения фашистской армии на Британские острова объединиться в военный союз с СССР, после разгрома фашистской Германии вновь вернулся к своей довоенной политике "отбрасывания коммунизма". 5 марта 1946 г., спустя месяц и как бы в ответ на выступление Сталина, своё отношение к СССР Черчилль изложил в своей печально известной речи в американском городе Фултоне. Черчилль в это время возглавлял оппозиционную партию в Англии и не был связан условностями государственной политики и дипломатии, что позволило ему говорить откровенно, как политическому лидеру, выражающему истинную позицию Запада. Совершенно прозрачно он намекал, что в случае необходимости США должны без колебаний применить против СССР ядерное оружие.

Мартовская речь Черчилля вошла в мировую историю как "манифест холодной войны", ставший призывом к "крестовому походу против коммунизма", а выражение "железный занавес" долгие годы использовалось западными политиками и журналистами в качестве характеристики международной политики по отношению к СССР. У. Черчилль был не одинок в таком развитии послевоенных международных отношений между бывшими союзниками, его антикоммунистические идеи разделяли сменивший Ф.Д. Рузвельта президент США Гарри Трумэн и госсекретарь Дин Ачесон. Эти политические деятели, опираясь на монопольное владение ядерным оружием, провозгласили ведение международных отношений и дипломатии с позиции силы и путем "балансирования на грани войны".

Географическая удалённость основной территории США от СССР создавала им реальную безопасность от внешней агрессии и нанесения ощутимого военного удара. Однако развитие науки и военной техники, в первую очередь в области жидкостных баллистических ракет дальнего действия, сделали сомнительным это обстоятельство. О возможности достижения дальности полёта жидкостных ракет в тысячи километров утверждали некоторые советские разработчики ракетной техники ещё в середине 30-х годов. Тогда время создания таких ракет ещё не пришло. Но в сложившейся послевоенной обстановке межконтинентального военно-политического противостояния создание такого вида оружия являлось велением времени. Имевшаяся на вооружении немецкой армии баллистическая ракета А-4 произвела сильное впечатление на политическое руководство нашей страны, на некоторых представителей высшего командования Вооружённых Сил СССР и руководителей ряда промышленных наркоматов. Группа лиц, ответственных за обороноспособность страны, поверила в возможность создания ракетного вооружения дальнего



Подготовка ракеты А-4 к пуску с железнодорожной платформы

действия, способного нарушить американскую континентальную недосягаемость.

Однако на вооружении Советской Армии таких ракет не имелось, так как во время войны работы по созданию ракет дальнего действия в СССР не велись. В НКАП занимались экспериментальными работами по созданию реактивных истребителей-перехватчиков и ракетных ускорителей полёта для поршневых самолётов. В наркомате боеприпасов велась разработка и изготовление миномётных установок залпового огня ("Катюш") и пороховых реактивных снарядов для них и для штурмовой авиации. Эти работы составляли мизерную часть общего объёма промышленного производства у каждого из этих наркоматов.

На фоне отсутствия в СССР ракет дальнего действия немецкие ракеты А-4 в качестве военных трофеев представляли повышенный интерес.

К сбору информации о немецком военном вооружении первыми подключились военные. Для сбора и изучения трофейного вооружения были организованы три группы: генерала Л.М. Гайдукера для работы в районе Берлина, генерала А.Ф. Тверецкого в Тюрингии и генерала А.И. Соколова в районе Пенемюнде. Одновременно началось формирование поисковых групп из работников промышленных наркоматов.

Так продолжалось до выхода 31 мая 1945 года Постановления ГКО "О проведении работ по выявлению и вывозу заводского и лабораторного оборудования, чертежей и опытных образцов немецких реактивных снарядов". Организация работ по изучению и вывозу в СССР оборудования и образцов ракетной техники приобрела целевой характер на государственном уровне принятого решения.

Поиск и сбор образцов трофейной техники и технологического оборудования прибывшие в Германию представители различных наркоматов вели с привлечением бывших работников местных заводов. Далее всех в выполнении этих задач продвинулись прибывшие в Нордхаузен представители НИИ-1 НКАП Б.Е. Черток и

А.М. Исаев, которые в инициативном порядке с привлечением 12 местных бывших работников ракетного завода в июле 1945 г. в г. Бляйхероде организовали институт "РАБЕ" - "Ракетенбау" ("Строительство ракет").

Этот институт по замыслу его организаторов должен был не только усовершенствовать поиск и сбор образцов ракетной техники, но и обеспечить изучение конструкции и технологии изготовления, используя найденные чертежи, заводские технологии и опыт местных кадров. Это был революционный подход к решению поставленной задачи, выходящий за компетенцию исполнителей порученных наркоматом работ.

Обособленность работ по изучению ракетной техники привела к тому, что 8 июля 1945 г. была организована Особая правительственная комиссия во главе с генералом Л.М. Гайдуковым, во время войны совмещавшим работу заведующего одного из отделов в ЦК ВКП(б) с должностью Члена Военного совета Гвардейских миномётных частей. Он одобрил инициативу Б.Е. Чертока и А.М. Исаева по созданию института "РАБЕ" и развернул активную поддержку такой форме организации работ. В результате его деятельности из Москвы в Тюрингию дополнительно были направлены инженеры и научные сотрудники различных специальностей. Так в Германии появились Н.А. Пилюгин, Л.А. Воскресенский, несколько позднее В.П. Мишин, А.Я. Березняк, В.И. Кузнецов, Ю.А. Победоносцев, Е.Я. Богуславский, М.С. Рязанский и др. Кроме гражданских специалистов по согласованию с ГАУ для изучения ракетной техники был направлен ряд офицеров, среди них Г.А. Тюлин, А.Г. Мрыкин, Ю.А. Мозжорин, Б.А. Комиссаров, К.А. Керимов, Н.Н. Смирницкий и ещё несколько человек, в дальнейшем продолживших свою армейскую службу в ракетных войсках. В состав Особой правительственной комиссии в июле 1945 года была включена сформированная наркоматом Авиапрома группа инженеров из казанского ОКБ-РД во главе с Главным конструктором В.П. Глушко, которому на время командировки было присвоено звание полковника. Таких "временных" офицеров в Германии шуточно именовали "профсоюзными". Зам. Главного конструктора этого ОКБ С.П. Королёв выехал в Германию по отдельному списку в сентябре 1945 года в звании подполковника. В составе Особой правительственной комиссии по поручению её руководителя генерала Гайдукова Королёв собирал сведения о баллистической ракете А-4.



С.П. Королёв на обломках ракеты А-4

Ознакомившись с техническими характеристиками ракеты А-4 и оценив её не только как реально существующее новое оружие, а как исходный образец будущей боевой и космической ракетной техники, Королёв в корне изменил ранее имеющееся у него отрицательное отношение к "бескрылым" (баллистическим) ракетам. Кроме того, создавшееся положение позволило Королёву проявить свою энергию и незаурядный талант организатора, а также продемонстрировать имеющийся опыт работы и знания в области ракетной техники, что давало основания рассчитывать ему на ведущее положение в будущей организационно-технической структуре по разработке и производству ракет в СССР. Он использовал все имеющиеся возможности для собственного выдвижения на первую роль среди командированных в Германию советских специалистов в области ракетной техники и быстро адаптировался в среде руководящего состава комиссии. По поручениям председателя комиссии Королёв инспектировал работу групп советских инженеров, изучающих трофейную ракетную технику, проявлял интерес к проведению аналогичных работ у союзников. Такая форма работы способствовала расширению известности Королёва среди будущих разработчиков ракетной техники, но до признания его авторитетным специалистом время ещё не пришло.

В феврале 1946 г. Гайдуков был вызван в Москву для доклада секретарю ЦК партии Г.М. Маленкову о состоянии дел с изучением трофейной ракетной техники. Гайдуков взял с собою Королёва, который в развёрнутом докладе обосновал необходимость создания на территории Германии, лучше всего в районе города Нордхаузен, единого научно-производственного центра для комплексного изучения конструкции и технологии изготовления ракет дальнего действия А-4. Предложение нашло поддержку и в соответствии с принятым правительственным решением в феврале 1946 г. в Германии был организован комплексный "Институт Нордхаузен", начальником института назначили генерала Гайдукова, его заместителем и главным инженером - Королёва, получившего воинское звание полковника. В новой должности Королёв успешно проявил свои организаторские способности в координации работ советских представителей промышленности и военных подразделений, со многими из них у него сложились деловые, доброжелательные отношения.

После первого шокового восприятия размеров и технических характеристик ракеты А-4 пришло время спокойного анализа и оценок достижений немецких конструкторов. Изучение научно-технических достижений немецких учёных и инженеров позволило нашим специалистам не только ознакомиться с новыми, не известными ранее конструкторскими решениями, но и преодолеть некий психологический барьер в масштабности конструирования ракетных систем и в уровне технических характеристик. Немецкий опыт в создании первой в мире ракеты дальнего действия и государственный размах этих работ в Германии стали отправной точкой и мощным катализатором развития промышленного жидкостного ракетостроения в СССР.

Успешный опыт создания реактивной техники в Германии показал, что новый наукоёмкий вид оружия должен создаваться на государственном уровне. Для планового хозяйства в СССР это означало - в условиях специализированного наркомата. И по мнению большинства участников из правительственного окружения наиболее подходящим для этой цели был наркомат вооружения во главе с Наркомом Д.Ф. Устиновым.

Командированные в Германию специалисты из различных наркоматов, а также участвующие в сборе и изучении трофейной военной техники офицеры воинских частей, регулярно информировали о полученных результатах своё руководство в Москве. Из разрозненных, но дополняющих друг друга источников информации в руководящих кругах сложилось мнение о необходимости организации в СССР промышленного производства жидкостных дальнебойных ракет по типу А-4 (в то время известных под их пропагандистским наименованием Фау-2). Эти предложения в форме докладной записки 17 апреля 1946 г. были направлены И.В. Сталину.

В этой докладной, подписанной Л.П. Берия, Н.А. Булганиным, Б.Л. Ванниковым, Г.М. Маленковым, Д.Ф. Устиновым и Н.Д. Яковлевым, вносилось предложение: *"В части организации научно-технических работ, проектирования, производства и испытания ракетного вооружения в СССР считаем целесообразным организовать работу следующим образом:*

1. *Сосредоточить все научно-исследовательские, проектные и опытные работы (в том числе и серийное производство):*

*а) по ракетному вооружению с управляемыми и неуправляемыми жидкостными снарядами - в Министерстве вооружения.*

2. *Ввиду исключительной сложности конструирования и изготовления образцов ракет дальнего действия типа Фау-2 необходимо привлечь к проектированию и изготовлению жидкостных двигателей Министерства авиационной промышленности.*

*Для обсуждения всех этих вопросов целесообразно было бы собрать у Вас специальное совещание".*

И.В. Сталин положительно отнёсся к поступившему к нему предложению и 29 апреля 1946 г. у него состоялось совещание, на котором присутствовали Н.А. Булганин, Л.П. Берия, Г.М. Маленков, М.В. Хруничев, Д.Ф. Устинов, Б.Л. Ванников, И.Г. Кабанов, М.Г. Первухин, Г.К. Жуков, А.М. Василевский, Н.Н. Воронов, Л.А. Говоров, Н.Д. Яковлев, Л.М. Гайдуков, А.И. Соколов, В.М. Рябиков. На этом совещании было принято окончательное решение по созданию в СССР реактивного вооружения, обратив особое внимание на ракеты дальнего действия типа А-4. Одновременно на этом же совещании ответственным за выполнение этих работ было определено Министерство вооружения. Ему же было поручено подготовить проект правительственного постановления о развёртывании на государственном уровне работ по созданию ракетного вооружения. Это постановление стало ответом на речь Черчилля и агрессивную политику западных держав в отношении СССР.

Постановление Совета Министров СССР от 13 мая 1946 г. "Вопросы реактивного вооружения" положило начало созданию новой отрасли промышленности. В этом постановлении разработка реактивного вооружения и организация научно-исследовательских и экспериментальных работ определены как важнейшая государственная задача. Постановление обязывало все министерства и ведомства выполнять задания по реактивной технике как первоочередные. Руководство и контроль проводимых в этом направлении работ поручалось Специальному Комитету по Реактивной технике при Совете Министров СССР, председателем Комитета назначался секретарь ЦК ВКП(б) Г.М. Маленков. Комитет наделялся большими правами по руководству министерствами и ведомствами, участвующими в разработке реактивного вооружения. Устанавливался также порядок, при котором никакие учреждения, организации и лица без особого разрешения Совета Министров не имели права вмешиваться в работы по реактивному вооружению. В качестве первоочередной задачи требовалось воспроизвести на заводах в СССР по адаптированному комплексу конструкторской документации и из отечественных материалов ракету А-4.

Далее в постановлении в развёрнутой форме излагались поручения различным министерствам и ведомствам, которые в совокупности обеспечивали создание промышленной отрасли по производству реактивного вооружения. Министерство вооружения (министр Д.Ф. Устинов) определялось в качестве головного по производству ракет, с этой целью в его составе на базе артиллерийского ОКБ и завода № 88, расположенного в г. Калининграде (ныне г. Королёв), организовывался Государственный союзный головной НИИ-88 по научно-техническим основам разработки реактивного вооружения и Специальное конструкторское бюро (СКБ). Местоположение НИИ-88 и позднее выделившегося из его состава ОКБ-1 в разговорах специалистов и мемуарной литературе часто определяют по названию железнодорожной платформы "Подлипки" Ярославского направления. По рекомендациям Гайдукова, поддержанными Победоносцевым, и в какой-то мере под их ответственность, Устинов 9 августа 1946 г. подписал приказ по Министерству вооружения о назначении Королева глав-

ным конструктором изделия № 1 (так в целях секретности именовалась ракета Р-1, воспроизведённая копия немецкой ракеты А-4).

Королёв возглавил воспроизводство первой в СССР ракеты дальнего действия в период, когда ракетная техника уже находилась не во младенческом состоянии развития, но ещё далёком от своей зрелости и для её дальнейшего роста требовалось объединение усилий многих организаций и предприятий, находящихся в различном ведомственном подчинении. В этих обстоятельствах Королёв сумел найти форму взаимодействия с руководителями предприятий, участвующими в воспроизводстве ракеты А-4. Не имея административной власти и каких-либо особых полномочий, он осуществлял техническую координацию и в доступной ему степени руководил работами по воспроизводству ракеты А-4 путём проведения регулярных совещаний. Поскольку эти совещания для некоторых участников имели учебно-познавательный характер и не содержали начальствующей составляющей со стороны Королёва, все охотно участвовали в совещаниях, обсуждали возникающие технические вопросы и принимали решения в рамках доступной им компетенции. Руководство министерства, включая исполняющего единовластие Д.Ф. Устинова, воспринимало такую форму координации работ без возражения, как совещательный орган. Через несколько лет на базе таких совещаний возник легендарный Совет Главных Конструкторов.

Постановление советского правительства о воспроизводстве в СССР немецкой ракеты А-4 было строго засекречено и в первые послевоенные годы о таком решении в среде наших военных было мало кому известно. Но после принятия первой отечественной ракеты дальнего действия Р-1 на вооружение знакомство с новым оружием в армейской среде расширилось. И, надо сказать, это оружие было воспринято неоднозначно. Существующую ракетную технику оценивали более скептически, чем она уже заслуживала в тот период времени. Значительная часть военных, имеющих боевой опыт на фронтах Великой Отечественной войны, критически отнеслась к тактико-техническим возможностям и эксплуатационным характеристикам нового оружия. Новое вооружение, имеющее качественные отличия от ранее применявшегося в войне, в военной среде часто вызывает недоверие и сторонникам ракет дальнего действия нужно было преодолевать скептическое, а порой даже отрицательное отношение к ракетному вооружению со стороны многих военачальников, победоносно закончивших войну с имеющимся в их распоряжении традиционным вооружением. Это вообще присуще генералитету, имеющему опыт военных действий. Уинстон Черчилль по этому поводу сформулировал такой иронический афоризм: *"Генералы всегда готовятся к прошедшей войне"*.

Но не только в военной среде имелись случаи отрицательного восприятия нового вооружения. Некоторые главные конструкторы традиционного оружия, чью производственную нишу претендовало занять реактивное вооружение, также болезненно реагировали на появление "чужака". Для сохранения статуса оборонного предприятия творческому коллективу необходимо было переучиваться, а это всегда вызывает трудности в зрелом возрасте и порождает неприятие нового. И это нормальное положение дел, т.к. новое практически всегда появляется во "враждебной среде", которая ставит различные препятствия и только если новое действительно имеет ценность и перспективу, то рано или поздно оно завоевывает своё место в жизни.

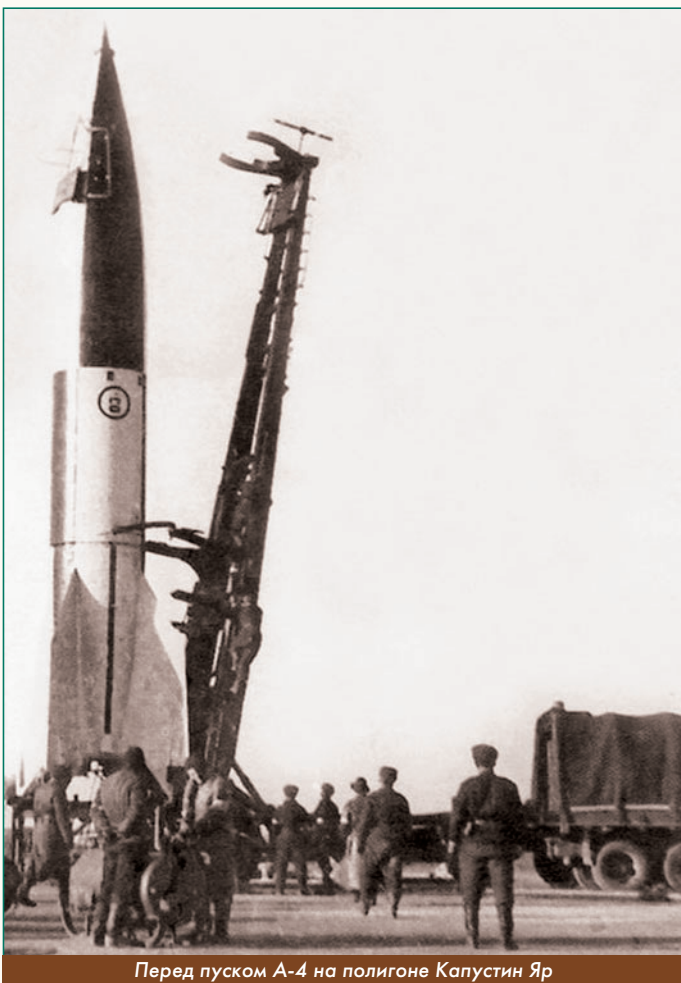
Разработка и производство жидкостных ракет в СССР имела эволюционный характер. Начало всех работ было положено выпуском правительственного Постановления от 13 мая 1946 г. Дальнейшее развитие ракетной техники в СССР регламентировалось рядом последовательно выходящих правительственных постановлений. Одним из первых в этом ряду было Постановление СМ СССР от 7 мая 1947 г., определившее задачи и последовательность проведения разработки образцов ракетной техники, включая:

- летные испытания ракет А-4, собранных из трофейных узлов и агрегатов;

- изготовление и испытания ракеты Р-1;  
 - разработку проектов более совершенных образцов ракетной техники с дальностью полета 600 км (ракета Р-2) и 3000 км (ракета Р-3).

Определённые указанным постановлением работы велись установленной последовательности.

Лётные испытания ракет А-4 были проведены в октябре-ноябре 1947 г. Поставленные задачи: освоить технологию подготовки наземной инфраструктуры к проведению испытаний, осуществить пуски, обработать телеметрические записи - были успешно решены, что воодушевило членов Госкомиссии по проведению лётных испытаний ракет А-4 и они 28 ноября 1947 г. направили И.В. Сталину докладную записку, в которой отмечалось: *"Необходимо параллельно с созданием отечественной ракеты Р-1 с дальностью полёта 250 - 270 км форсировать разработку, проведение научных и экспериментальных работ по изготовлению ракеты Р-2 с дальностью полёта 600 км и разработку проекта ракеты Р-3 с дальностью полёта 3000 км, учтя опыт, полученный при опытных пусках немецких ракет А-4"*.



Перед пуском А-4 на полигоне Капустин Яр

Докладную записку подписал председатель Госкомиссии маршал артиллерии Н.Д. Яковлев и остальные члены комиссии, включая главных конструкторов нарождающейся в ту пору кооперации организаций и предприятий по разработке и производству ракет дальнего действия. Так что предложение форсировать разработку ракеты Р-3 - коллективная идея военных и разработчиков ракетной техники. В моём представлении, это было сделано спонтанно, без предварительной проработки, в порядке ускорения развития линейного ряда ракет Р-1, Р-2 и Р-3. Однако предложение ускорить разработку ракеты Р-3 опережало естественный ход развития в СССР ракетной техники. Мы же не будем опережать события и продолжим изложение проведения работ по промышленному освоению производства ракетной техники.

14 апреля 1948 г. вышло правительственное постановление

об ускорении проведения работ по воспроизводству немецкой ракеты А-4 под обозначением Р-1 по адаптированному немецкому комплексу конструкторской документации, из имеющихся в СССР материалов и на отечественном производственном оборудовании. Освоение новой для наших заводов техники проходило с большим трудом. В то же время назначенные сроки изготовления были очень жёсткие, в духе ещё не забытого времени поставок оружия фронту. Заводские графики изготовления агрегатов и элементов ракеты контролировал Министр вооружения Д.Ф. Устинов, состояние работ по производству ракет контролировал Л.П. Берия. Техническая сложность работ, не совершенство технологического оборудования и спешка выполнения привели к низкому качеству изготовленных ракет.

Лётные испытания первой партии ракет Р-1 проводились в сентябре-ноябре 1948 г. Из 9 проведенных пусков только один был признан кондиционным, остальные пуски были аварийные, были выявлены дефекты практически на всех ракетных системах.

Ужесточение контроля и усовершенствование технологического оборудования при последующем изготовлении позволили обеспечить требуемое качество продукции, что было подтверждено проведением технологических и стендовых испытаний. Эти результаты стали основанием для принятия решения об изготовлении и проведении лётных испытаний второй партии ракет.

Лётные испытания этой партии ракет Р-1 проводились с 1 сентября по 25 октября 1949 г. Всего было пущено 20 ракет, из них 17 выполнили полётное задание. Отмеченные при пусках трёх ракет дефекты были выяснены и устранены, эффективность принятых мер получила экспериментальное подтверждение.

Результаты второго этапа ЛКИ позволили выпустить Постановление СМ СССР от 25 ноября 1950 г. о принятии ракеты Р-1 с комплексом наземного оборудования на вооружении Советской Армии.

Итак, у советских Вооружённых Сил появилось новое оружие, способное доставить боевой заряд массой около тонны на расстоянии 270...280 км с круговым отклонением от цели до четырёх километров. Но военным радости это не принесло. Даже поверхностно разбирающиеся в военном деле люди понимали, что это оружие практически не усилило боевой мощи Советской Армии. Случись в эти годы война, ракетой Р-1 никого не испугаешь и сражения не выиграешь. У этой ракеты не было самого главного - достойных целей для эффективного боевого применения. Так зачем же тогда на её создание тратили немалые средства, которые были так нужны для восстановления лежащей в руинах европейской части страны? Главное значение создания этой ракеты лежало вне системы повышения боевой мощи армии того времени. Первая боевая ракета дальнего действия отечественного производства стала центром, вокруг которого создавалась советская ракетостроительная промышленность: организовывались новые и перепрофилировались имеющиеся предприятия, создавалась стендовая испытательная база, научные организации изучали ранее неизвестные им физические процессы, дальнейшее развитие получили такие науки, как термодинамика, газодинамика, гидравлика, теплопередача, химия, акустика, теория колебаний и прочности, металлургия жаропрочных и жаростойких сплавов, теплозащитные покрытия, измерительная техника, радиоэлектроника, появились новые технологии. Всего и не перечислишь! В создании первой отечественной баллистической ракеты дальнего действия Р-1 вместе с НИИ-88 работало ещё 13 НИИ и КБ, а также более 35 заводов. Кроме того, был создан первый в СССР ракетный полигон и организованы воинские части по обеспечению первых экспериментальных пусков ракет, а затем и по их боевой эксплуатации.

Разработка следующей ракеты Р-2 имела свои особенности. Проектирование ракеты с дальностью полёта до 600 км началось в 1946 г. советскими инженерами во время командировки в Германии. По воспоминаниям Б.Е. Чертока: *"...мы имели возможность не по литературе, а на собственном опыте изучить недостатки, слабые стороны немецкой техники и ещё в Германии подумать о её существенном усовершенствовании"*.

Возглавивший в институте "Нордхаузен" работы по изучению трофейной ракетной техники, Королёв поставил задачу модернизировать конструкцию ракеты А-4 для увеличения дальности её полёта до 600 км. Основой для получения положительного результата были успешно проведенные на восстановленном огневом стенде в г. Леестене работниками казанского ОКБ-РД испытания двигателей ракеты А-4. Двигатели работали на форсированных по тяге режимах от 32-х до 37-ми тс. при номинальном значении тяги 25 тс.

Проведенными расчетами было показано, что априори заданная дальность в 600 км может быть получена при тяге двигателя 37 тс и снижении сухой массы ракеты путем изменения конструкции и замены материала на ряде узлов и деталей: вместо стали использовать алюминиевые сплавы. В декабре 1946 г. проектно-аналитические работы были завершены и оформлены в виде эскизного проекта. Следует заметить, что анализ конструкции образца-прототипа всегда создаёт иллюзию возможности устранить, казалось бы, неудачно выполненные конструкторские решения и быть уверенным в успешном улучшении сделанного предшественниками.

Предложение о реальной возможности создания более дальнобойной ракеты, чем воспроизводимая копия ракеты А-4, было доложено И.В. Сталину. 14 апреля 1947 г. у Сталина состоялось совещание, на котором с участием членов Спецкомитета по реактивной технике обсуждались перспективы развития ракетостроения в СССР. После сделанного Королёвым доклада присутствующие обсудили его предложение вместо изготовления ракеты Р-1 приступить к работам по созданию более дальнобойной ракеты. Подводя итоги обсуждения, Сталин указал на целесообразность последовательного освоения новой для советской промышленности ракетной техники в соответствии с принятым Постановлением от 13 мая 1946 г. Воспроизводство ракеты А-4 в виде ракеты Р-1 - это школа для технологии, для производства, для испытательной базы, для становления отечественной ракетной промышленности. Действительно, воевать ракетами Р-1 не с кем. Но делать такие ракеты нужно, иначе не будет промышленности для создания перспективных, по-настоящему дальнобойных ракет. Без заводов и науки не поможет. Что же касается создания предлагаемой новой ракеты, то это будет ракета Р-2 и её нужно разрабатывать "в затылок" за ракетой Р-1 и начинать работы с завтрашнего дня, а также продумать возможность создания следующей ракеты большей дальности.

Поддержка Сталиным предложения разработать новую ракету Р-2 воодушевила наших конструкторов и они энергично приступили к работе. В 1947 г. был подготовлен и принят на НТС НИИ-88 эскизный проект ракеты Р-2, в течение 1948 г. выпущен комплект конструкторской документации. Многие элементы исходной конструкции ракеты А-4 были модернизированы для увеличения более чем в двое дальности полёта, т. е. до 600 км. Изготовление и наземные испытания составных частей ракеты велись в течение второй половины 1948 г. до середины 1950 г.

Официальные лётные испытания ракет Р-2 проводились в октябре-декабре 1950 г. Все 12 пусков оказались аварийными, причём отказы или серьёзные нарушения работы наблюдались практически во всех ракетных системах, исключая отработанные на огневых стендах форсированные двигатели. А ведь нашим начинающим разработчикам ракетной техники казалось, что вносимые ими изменения очевидны и улучшают конструкцию ракеты.

Подводя итог результатов модернизации, следует признать, что наиболее существенные изменения, внесённые в конструкцию базовой ракеты А-4, оказались неудачными. Так что показавшиеся на первый взгляд советским конструкторам ошибочными технические решения авторов ракеты А-4, были ими хорошо продуманными и технически обоснованными.

По результатам лётных испытаний первой партии ракет Р-2 был составлен план-график устранения выявленных замечаний в работе ракетных систем и ракеты в целом. Устранение замечаний и стендовые проверки эффективности принятых мер проводились

в течение полугода, после чего было принято решение изготовить вторую партию ракет Р-2 для продолжения ЛКИ.

Второй этап ЛКИ проводился в период со 2 по 27 июля 1951 г. Проведённые работы по устранению недостатков дали положительный результат: из 13 пущенных ракет Р-2 цели достигли 12. Единственный аварийный пуск произошёл из-за производственного дефекта.



Установка ракеты Р-2 на стартовый стол

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

Создание новой боевой ракеты дальнего действия получило высокую оценку: С.П. Королёв и В.П. Глушко в 1952 г. были представлены к званию лауреатов Сталинской премии. Однако до окончания оформления списков лауреатов И.В. Сталин скончался, и премия его имени была аннулирована. Но главные разработчики нового вооружения всё-таки были отмечены: персонально для них были выделены вакансии членов-корреспондентов Академии наук СССР и 23 октября 1953 года они были избраны в АН СССР по отделению технических наук.

В соответствии с порядковым обозначением разрабатываемых ракет настало время изложения истории создания ракеты Р-3. Разработка этой ракеты дальностью полёта до 3000 км прошла малозаметной тенью в истории отечественной ракетной техники как несостоявшийся проект, который своей незавершённой разработкой подвёл итог первому этапу советского промышленного ракетостроения, основанного на успешном использовании немецкого опыта организации ракетостроительной промышленности и дальнейшем творческом развитии конструкции исходного образца ракеты А-4. Но и незавершённый проект имел свой положительный эффект. В науке принято считать, что и отрицательный результат тоже имеет положительное значение.

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

- изготовление ракеты Р-1 - аттестация готовности советских ОКБ и заводов к ведению производства по адаптированным трофейным чертежам и последующим лётным испытаниям ракет на полигоне;
- модернизация ракеты Р-2 - демонстрация научно-технической готовности к творческой работе в ракетной технике;
- создание ракеты Р-3 - экзамен конструкторов и технологов на самостоятельную разработку ракет дальнего действия.

Движущим мотивом разработки Р-3 на дальность полета 3000 км было стремление как можно скорее обеспечить Советскую Армию оружием, способным наносить удары по любым целям в пределах Европы. Но решение такой технической задачи не соответствовало научно-техническим возможностям конца 1940-х годов. Потенциальные разработчики ракеты Р-3 уподобились легкоатлету, пытающемуся совершить рекордный прыжок в длину, не совершая при этом предварительного разбега. При воспроизводстве ракеты Р-1 в качестве такого "разбега" использовались имеющиеся конструкторская и отчасти технологическая документация на ракету А-4, а по ракете Р-2 - солидный объем расчетно-экспериментальных работ форсированного варианта, проведенный советскими специалистами во время командировки в Германию в 1946 г. Так что предложение о начале работ по созданию ракеты Р-3, сделанное до освоения технологии производства и формирования кооперации научных организаций и промышленных предприятий для изготовления ракеты Р-1, на мой взгляд выглядит авантюрой. Последующая практика разработки ракеты Р-3 ещё раз показала, что для решения дифференциальных уравнений недостаточно знания четырёх арифметических действий.

Но это оценка с позиций сегодняшнего дня, зная конечный результат. А в тот период времени международная обстановка заставляла спешить и правительство СССР положительно отнеслось к предложению увеличить дальность ракетного вооружения. 14 апреля 1948 г. вышло Постановление Совета Министров СССР о начале научно-исследовательских и экспериментальных работ по созданию ракеты Р-3 дальностью действия 3000 км. Словно навёрстывая упущенное в 30 - 40-е годы время, успешно преодолев психологический барьер в разработке баллистических ракет дальнего действия с мощными ЖРД и в порядке самоутверждения наши конструкторы, ещё ничего самостоятельно не сделавшие равнозначного немецкой ракете А-4, но подталкиваемые требованиями военных и исходя из текущей международной обстановки, взялись за создание ракеты с 10-кратным увеличением дальности полёта на основе хотя уже и существующего, но разработанного другими конструкторами образца новой техники. Однако выбранные явно завышенные технические характеристики ракеты Р-3 вошли в противоречие с имеющимися в то время научными знаниями и техническими достижениями, а иной по масштабу геометрических размеров двигатель пытался уложить в прокрустово ложе существующих технологических процессов и оборудования. Всё это сопровождалось "кавалерийскими" сроками отработки. Сказались, видимо, эйфория победителей в войне, научно-технический азарт и опыт работы в военные годы, когда, казалось бы, в невозможно короткие сроки создавались новейшие образцы вооружения. Ракеты Р-1 и Р-2 хотя и назывались ракетами дальнего действия, но уже во время их принятия на вооружение фактически таковыми не были. В сложившейся международной обстановке при обострении политического противостояния США и СССР требовалось ракетное вооружение дальностью в тысячи километров.

Защита эскизного проекта ракеты Р-3 состоялась в декабре 1949 года в НИИ-88, а в декабре 1950 года вышло правительственное постановление о создании ракеты Р-3. В этом постановлении разработка ракеты дальностью в 3000 км и массой головной части 3 т

воспринималось не только как создание оружия для европейского театра военных действий, но и как первый, начальный этап разработки ракет дальностью 10 000 км и более. Эти перспективные требования наложили свой отпечаток на конструкцию и технические характеристики разрабатываемой ракеты Р-3. В первую очередь это относилось к двигателю.

Для новой ракеты требовалось создать двигатель по размерам и техническим характеристикам, существенно превышающим ранее разработанные. В конструкцию двигателя, получившим обозначение РД-110, конструкторы ОКБ-456 внесли существенные новинки, которые явились следствием повышенных параметров и характеристик двигателя РД-110 в сравнении с двигателем РД-100 (приведены в скобках): топливо - кислород + керосин (кислород + спирт), тяга двигателя - 120 тс (26 тс), удельный импульс - 244 с (203 с), давление в камере - 60 атм (16 атм), габариты (в мм): высота - 5200 (1800), диаметр среза сопла - 3700 (1650).

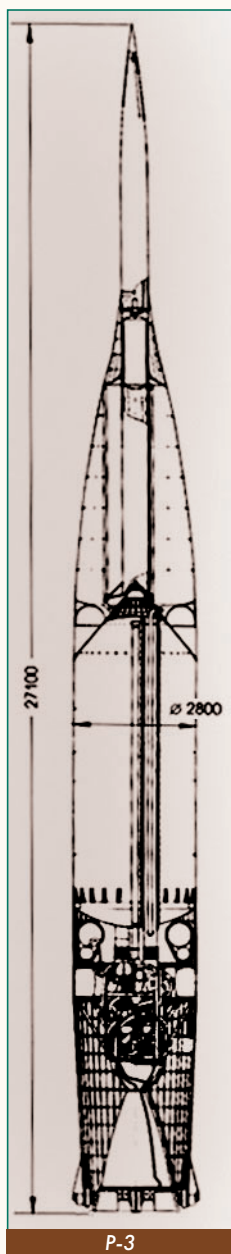
Создание первого отечественного мощного ЖРД в ОКБ-456 началось с проверки работоспособности новых конструкторских решений на специально построенных стендах, затем последовала отработка основных агрегатов двигателя на модельных режимах. Предварительную автономную отработку прошли ТНА, газогенератор, агрегаты автоматики, были начаты огневые испытания экспериментальных камер на модельных режимах.

На этом дальнейшие работы по созданию двигателя были остановлены, т. к. проведенные более глубокие расчетно-экспериментальные исследования выявили наличие большого количества трудно разрешимых научно-технических проблем по созданию двигателя с заявленными характеристиками. Подводя итог проведенным экспериментальным работам по двигателю РД-110, Глушко в письме в адрес министра авиапрома М.В. Хруничева отметил, что "создание двигателя на 120...140 тонн тяги связано с решением ряда проблем, которые находятся на границе современной науки и техники".

При разработке других ракетных систем и ракеты Р-3 в целом практически все главные конструкторы, участвующие в разработке, столкнулись с необоснованным выбором технических параметров и характеристик, в результате чего дальнейшее проведение работ по созданию ракеты Р-3 было остановлено. Так медные трубы первоначальной надежды и заявлений сменились хоровым исполнением траурного речитатива... Работы по созданию ракеты Р-3 приняли несколько другое направление.



ЖРД РД-110



Р-3

(Окончание в следующем номере.)

# 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"

(Продолжение. Начало в 5-2024)

**Особенности конструкции некоторых ТРДД семейства TF30 [32, 33, 37, 45 - 54]**

## TF30-P-1 (JTF10A-20)

Три ступени вентилятора, и по семь ступеней компрессоров НД и ВД. Одна ступень турбины ВД и три - НД.

## TF30-P-3 (JTF10A-21)

Три ступени вентилятора, шесть ступеней компрессоров НД и семь - ВД. Одна ступень турбины ВД и три - НД.

Для этой модификации создан новый компрессор, в котором изменён угол установки перепрофилированных лопаток, осуществлён перепуск воздуха за 6-й ступенью во внешний контур. Кожух канала внешнего контура изготовлен из титанового сплава вместо алюминиевого.

## TF30-P-8 (JTF10A-9)

ВНА имеет 19 лопаток вместо 23. Для изготовления дисков и корпусов вместо титана (в TF30-P-6) применена сталь.

## TF30-P-9

Командование ВВС США в 1960-е годы наиболее вероятным театром военных действий считало Европу, перенасыщенную средствами ПВО. Поэтому решено было создать новый самолёт EF-111 Raven, чьей единственной задачей было создание помех для РЛС противника. Задачей самолёта радиоэлектронной борьбы (РЭБ) являлось ослепление систем ПВО противника в ходе налётов ударной авиации, причём самолёт должен был обладать способностью действовать в составе боевых порядков истребителей-бомбардировщиков, а не только патрулируя над "дружественной" территорией. В качестве платформы для установки аппаратуры РЭБ был выбран самолёт F-111A. Контракт на разработку перспективного самолёта РЭБ для ВВС США с компанией General Dynamics/Grumman был заключён в 1971 году.

Планер EF-111 был спроектирован с учётом полётов на низкой высоте и эскортирования бомбардировщиков F-111 и FB-111. Самолёты EF-111F Raven не несли обычного вооружения, основным их оружием является система РЭБ AN/ALQ-99E, которая способна одновременно работать с большим количеством источников излучения, один передатчик путём обработки сигнала мог использоваться для подавления различных источников излучения.

Передатчики постановки помех системы AN/ALQ-99E смонтированы в отсеке вооружения самолёта EF-111A, передающая антенна находится внутри узкого обтекателя длиной 4,9 м, смонтированного на нижней поверхности фюзеляжа. Электронное оборудование размещено также в обширном обтекателе, смонтированном на торце киля, конструкцию которого пришлось усилить.

Решение о принятии на вооружение ВВС США самолётов РЭБ EF-111A Raven было принято в 1979 году. В модификацию EF-111A Raven помимо двух прототипов было переоборудовано ещё 42 истребителя-бомбардировщика F-111A. На вооружение самолёты начали поступать в ноябре 1981 года. Первые самолёты оснащались двигателем TF30-P-3, который в дальнейшем был заменён на TF30-P-9.

Самолёты РЭБ EF-111A Raven находились в эксплуатации до конца 1998 года.



Рис. 1.74 Самолёты EF-111A (на переднем плане) и F-111F в полёте

Таблица 1.6

Основные параметры самолёта F-111A [2, 6, 35, 40]

Самолёт	EF-111A
Разработчик	General Dynamics/Grumman
Годы производства	1983 - 19??
Изготовлено, шт.	42
Масса пустого, кг	25 072
Максимальная взлётная масса, кг	40 347
Масса боевой нагрузки, кг	-
Масса топлива во внутренних баках, кг	19 022
Силовая установка	2 x ТРДД Pratt & Whitney TF30-P-9
Максимальная скорость на высоте, км/ч	2272 (M = 2,14)
Максимальная скорость у земли, км/ч	1475
Крейсерская скорость, км/ч	-
Дальность (перегоночная), км	3400
Практический потолок, м	13 715
Разбег при нормальной взлётной массе, м	-
Длина пробега, м	-

## TF30-P-12 (JTF10A-27A)

Введено противообледенительное устройство.

## TF30-P-408 (JTF10A-16A)

ВНА имеет 19 лопаток.

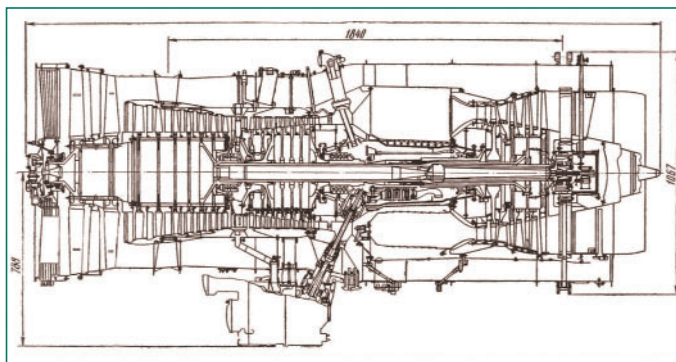


Рис. 1.75 Конструктивная схема PW TF30-P-408

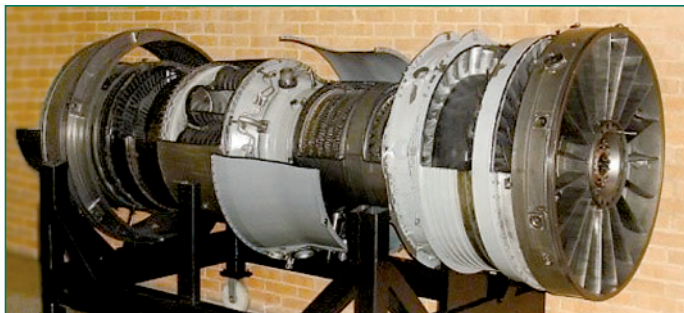


Рис. 1.76 Двигатель PW TF30-P-408

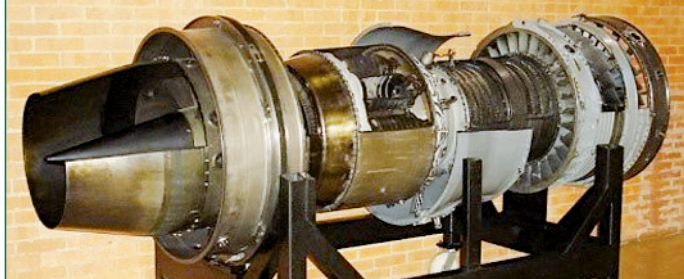


Рис. 1.77 Двигатель PW TF30-P-408. Вентилятор и компрессор

Рис. 1.78 Двигатель PW TF30-P-408. Камера сгорания и турбина

**TF30-P-412 (JTF10A-27F)**

Двигатель TF30-P-412 для самолёта F-14A, был разработан на основе TF30-P-12, предназначенного для установки на самолёт F-111D, который не был построен.

Тяги двух двигателей TF30-P-412 для F-14A было недостаточно. Они оказались склонными к помпажу и их отказы привели к потере 40 самолётов общей стоимостью \$1 млрд. Эти двигатели, которые были установлены на первых 67 F-14A, явились основной "ахилесовой пятой" самолёта. В начале его эксплуатации двигатели нередко загорались в воздухе из-за чего разбилось несколько машин, а полёты остальных пришлось временно приостановить. Например, в январе 1975 года из-за пожаров, вызванных обрывом лопаток компрессора, эскадрилья VF-1 потеряла два самолёта [9].

На двигателе TF30-P-412 применялось сверхзвуковое ирисовое сопло фирмы Grumman.

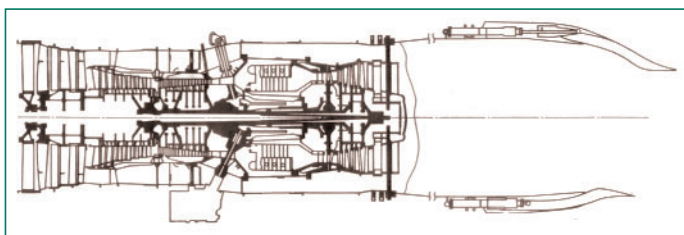


Рис. 1.79 Конструктивная схема ТРДДФ TF30-P-412



Рис. 1.80 Форсажная камера TF30-P-412

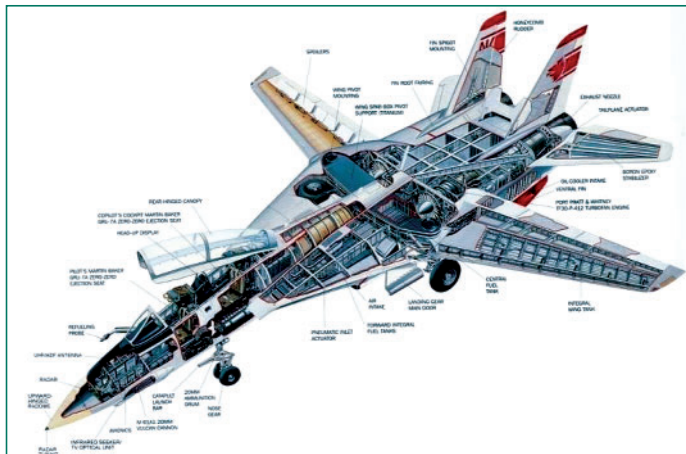


Рис. 1.81 Компонентная схема самолёта F-14A с двигателями TF30-P-412



Рис. 1.82 Подготовка TF30-P-412A к установке на F-14A в ангаре авианосца



Рис. 1.83 Самолёт F-14A Tomcat 2-й истребительной эскадрильи (VF-2) пролетает над авианосцем USS RANGER CV-61 и линкором класса "Iowa"



Рис. 1.84 Сопла двигателей TF-30-P самолёта General Dynamics F-111 Aardvark

**TF30-P-414**

Разработка TF30-P-414 была начата в марте 1969 г. В октябре 1982 г. TF30-P-414A был введён в эксплуатацию. В дальнейшем 929 двигателей TF30-P-414 были преобразованы в TF30-P-414A. Топливо - Primary MIL-T-5624, Grade JP-4, JP-5 и JP-8; масло - MIL-L-23699, -7808. Объём бака: 19 л. Расход масла: 0,76 л/ч.

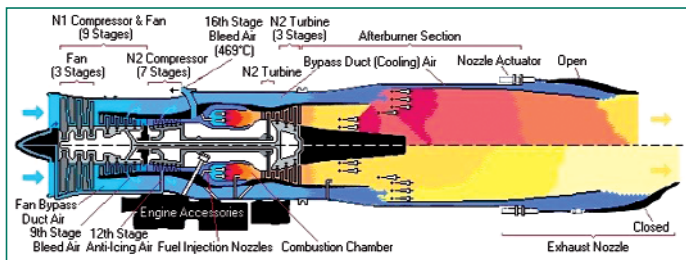


Рис. 1.85 Схема проточной части ТРДДФ TF30-P-414A

PH2 TRACY L. DIDAS, Public domain, via Wikimedia Commons

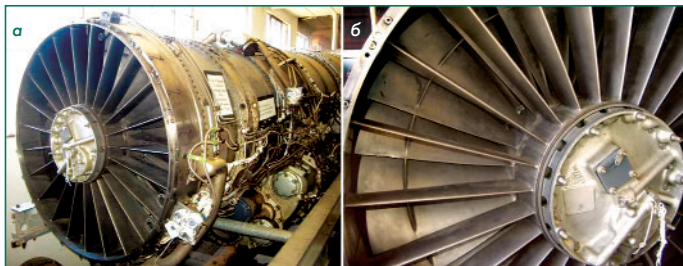


Рис. 1.86 TF-30-414A в Western Aerospace Museum, Oakland: а - вид со стороны входного устройства; б - входной направляющий аппарат



Рис. 1.87 TF-30-414A Вентилятор и КНД

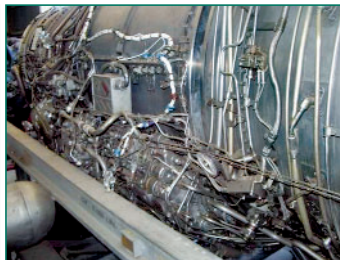


Рис. 1.88 TF-30-414A Навесные агрегаты

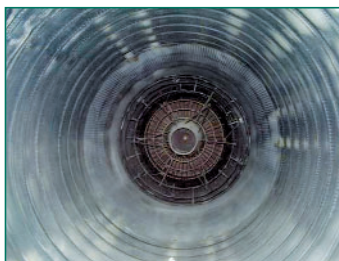


Рис. 1.89 TF-30-414A Форсажная камера

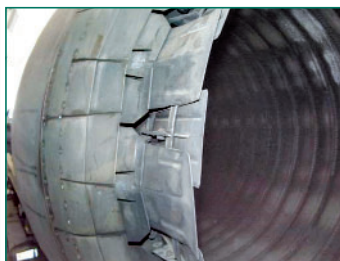


Рис. 1.90 TF-30-414A Сопло



Рис. 1.91 Самолёт General Dynamics F-111 Aardvark

**TF104/TF106**

К 1960 году военно-морской флот США определил JTF10 в качестве двигателя для тяжёлого дозвукового барражирующего перехватчика, который создавался по требованиям OR AD-10501 для дозвукового самолёта-носителя Douglas F6D Missileer (рис. 1.22). Его основным оружием должна была стать ракета AAM-N-10 Eagle фирмы Bendix - первая управляемая ракета класса "воздух-воздух" большой дальности, предшественница AIM-54 "Phoenix". Когда эта система оружия была отменена в апреле 1961 года, ВМФ продолжал финансировать разработку двигателя TF30-P-2, вложив в него около \$30 млн [56].

В 1960-1961 годах были выдвинуты объединённые тактико-технические требования NATO MBR-3, предусматривающие создание ударного тактического сверхзвукового истребителя-бомбардировщика вертикального взлёта и посадки, способного доставлять тактические ядерные заряды со скоростью  $M = 1$  на малой высоте и обладавшего максимальной скоростью до  $M = 2$ . К проектированию самолёта под такие требования приступили сразу три страны: Германия с проектом EWR Vj-101D, Италия с проектом Fiat G-95/6 и Франция с проектом Dassault "Mirage" IIIV [57].

Лучшим был признан проект фирмы Dassault. Самолёт был разработан для длительного патрулирования на относительно большом расстоянии от авианосца и атак самолётов противника на дальности до 100 миль. Для этого он использовал мощную РЛС и ракеты дальнего радиуса действия.

Для такого самолёта требовалось восемь двигателей, создающих подъёмную силу, с тягой по 24,5 кН (2500 кгс) каждый и маршевый двигатель для создания горизонтальной тяги величиной около 88,2 кН (9000 кгс). В качестве подъёмных были применены двигатели Rolls-Royce RB162, объединённые попарно. Пары имели общие выдвигаемые зарешёченные воздухозаборники. В качестве маршевого двигателя использовался двигатель SNECMA TF104B - лицензионный вариант Pratt & Whitney TF30.

Компания Pratt & Whitney в 1959 году приобрела небольшой пакет акций SNECMA, в результате чего во Франции были созданы ТРДДФ TF104 и TF106 [57, 58].

Таблица 1.7

Основные параметры самолёта Dassault Mirage IIIV [57, 60]

Самолёт	Mirage IIIV
Разработчик	Dassault
Годы производства	1965 - 1966
Изготовлено, шт.	2
Масса пустого, кг	10 250
Максимальная взлётная масса, кг	13 440
Масса боевой нагрузки, кг	900
Масса топлива во внутренних баках, кг	1600
Силовая установка	ТРДДФ SNECMA TF104B
Максимальная скорость на высоте, км/ч	2166 ( $M = 2,04$ )
Максимальная скорость у земли, км/ч	977 ( $M = 0,92$ )
Крейсерская скорость, км/ч	-
Дальность (перегоночная), км	-
Практический потолок, м	18 000
Разбег при нормальной взлётной массе, м	-
Длина пробега, м	-

На основе двигателя Pratt & Whitney JTF10 был создан экспериментальный турбовентиляторный двигатель с дожиганием SNECMA TF106, который прошёл лётные испытания на испытательном стенде Avions Marcel Dassault Mirage IIIIТ, а также исполь-



Рис. 1.94 ТРДДФ TF106



Рис. 1.92 Самолёт Mirage IIIV

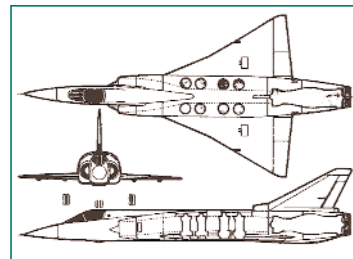


Рис. 1.93 Схема расположения двигателей на самолёте Mirage IIIV [59]

зовался для первых испытательных полётов прототипа истребителя Avions Marcel Dassault Mirage III V-01 [57, 58, 61]. Двигатель имел форсажную камеру, разработанную в компании SNECMA. Эта конструкция обеспечивала хорошее смешение потоков воздуха внешнего контура и газа внутреннего контура и полное сгорание топлива.

Таблица 1.8

Основные параметры двигателей TF104, TF106A2 и TF306F [31, 57, 62]

Двигатель	TF104	TF106A2	TF306F
Применение	Dassault Mirage IIIV	Mirage IIIV VTOL	Mirage F2, Mirage G2
$P_{фр}$ , кН (кгс)	45,7...60,8 (5800...6200)	73,6 (7500)	108 (11 000)
$C_{уд.фр}$ , кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	260 (2,55)	255 (2,5)	240 (2,35)
$P_{кр.}$ , кН (кгс)	37,3 (3800)	41,2 (4200)	64,3 (6550)
$C_{уд.кр.}$ , кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	61,1 (0,6)	67,2 (0,66)	66,2 (0,65)
$G_{вр}$ , кг/с	75	65	110
$T_r$ , К	-	-	1473
$m$	1,5	1,3	1,03
$\pi_{\kappa\Sigma}$	-	15,8	18,6
$n_{ВД}/n_{НД}$ , об/мин	-	-	14 500/9800
$M_{дв}$ , кг	1550	1780	1750
$L_{дв}$ , м	5,0	-	5,3
$D_{дв}$ , м	1,3	-	1,2
Год нач. стэнд. испытаний	-	-	1965

### TF306

В 1963 году генеральный штаб ВВС Франции разработал спецификации для низковысотного всепогодного самолёта, способного осуществлять сверхзвуковой перехват и пригодного для использования на коротких взлётно-посадочных полосах с ограниченным количеством оборудования при скорости захода на посадку менее 260 км/ч. В 1965 году DMA заказала для ВВС три двухместных прототипа Mirage F2, оснащённых двигателем TF106 (рис. 1.94). Это был первый самолёт корпорации Dassault, на котором данные об испытательном полёте передавались с помощью телеметрии, что увеличивало помощь, которую испытательная группа могла предложить пилоту, и, таким образом, повышало безопасность и непрерывность испытаний.

В результате объявленного Францией выхода из объединенной военной организации НАТО новым приоритетом ВВС стала программа противовоздушной обороны. В мае 1966 года генеральный штаб захотел преобразовать Mirage F2 в самолёт-перехватчик. Результатом этого стала программа Mirage F3 - одноместного самолёта с одним двигателем Pratt & Whitney/Sneema TF306.

Однако Mirage F3 не был завершён после очередного изменения в определении приоритетов военно-воздушными силами и из-за успеха программ для самолётов с крылом изменяемой геометрии. Так же было сочтено, что двигатель слишком дорогой и требует слишком больших затрат на американские технологии. В ноябре 1967 года, после успешных полётов Mirage G01, генеральный штаб заявил о своей поддержке двухдвигательных самолётов с поворотным крылом. Затем разработка Mirage F2/F3 была официально прекращена, хотя испытания систем вооружения на базе центрального цифрового компьютера были продолжены [63].

Проект Dassault Mirage F2, так и не вышедший за пределы стадии прототипа. В 1964 году Министерство Вооружённых сил обратилось с просьбой провести исследование самолёта с изменяемой стреловидностью для ВВС и морской авиации. В октябре 1965 года компания Dassault разместила заказ на экспериментальный прототип двухместного Mirage G, оснащённого одним двигателем Pratt & Whitney TF306 (рис. 1.94). Несмотря на свой технический успех, этот самолёт так и не получил заказ на серийное производство. Его американский двигатель в очередной раз поставил вопрос о национальной независимости в области обороны.

Двигатель Pratt & Whitney TF306 производства SNECMA, у которого была усовершенствована (по сравнению с двигателем самолёта Mirage F2) система дожига, также использовался на сверхзвуковом самолёте с крылом переменной стреловидности

Dassault Mirage G (рис. 1.96). Топливо массой 4800 кг было размещено в фюзеляжных и крыльевых баках самолёта.



Рис. 1.95 Самолёт Dassault Mirage F2



Рис. 1.96 Самолёты Dassault Mirage G

Самолёты Mirage IIIV и Mirage G на вооружение приняты не были.

Таблица 1.9

Основные параметры самолёта Dassault Mirage G [64, 65]

Самолёт	Mirage G
Разработчик	Dassault
Годы производства	1966
Изготовлено, шт.	3
Масса пустого, кг	10 200
Максимальная взлётная масса, кг	18 000
Масса боевой нагрузки, кг	-
Масса топлива во внутренних баках, кг	4800
Силовая установка	2xТРДДФ SNECMA TF306
Максимальная скорость на высоте, км/ч	2338 (M = 2,2)
Максимальная скорость у земли, км/ч	977 (M = 0,92)
Крейсерская скорость, км/ч	-
Дальность (перегоночная), км	6500
Практический потолок, м	18 000
Разбег при нормальной взлётной массе, м	-
Длина пробега, м	-



Рис. 1.97 TF306



Рис. 1.98 Двигатель TF306 в музее SNECMA - Villaroche

John Martin [62]

### JTF16

В 1966 году Соединенные Штаты и Западная Германия работали над концепцией усовершенствованного самолёта вертикального удара (Advanced Vertical Strike - AVS), разработанного фирмами Fairchild и EWR. AVS задумывался как ударный самолёт с крылом изменяемой геометрии, оснащённый двумя маршевыми двигателями с отклоняемым вектором тяги (предлагались двигатели Pratt & Whitney JTF16 или General Electric GE 1/10), расположенными в задней части фюзеляжа, с воздухозаборниками в верхней части

фюзеляжа и подъёмными двигателями (по два с каждой стороны носовой части фюзеляжа за кабиной пилота), которые должны были выдвигаться при взлёте и посадке (рис. 1.99,а). Как и многие разработки V/STOL того времени, проект был чрезмерно сложным и дорогостоящим. В связи с началом разработки самолёта Panavia Tornado в 1968 году он был отменён.

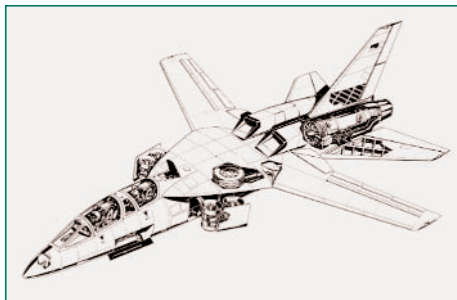


Рис. 1.99а Схема самолёта AVS с ТРДДФ JTF16 с четырьмя подъёмными двигателями в выдвинутом положении

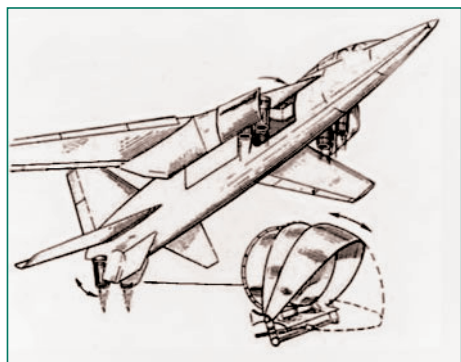


Рис. 1.99б Схема самолёта AVS с ТРДДФ JTF16 с четырьмя подъёмными двигателями в выдвинутом положении и отклоняемым соплом

Подъёмно-маршевый ТРДДФ JTF-16 разрабатывался на базе ТРДДФ TF30-P-6 по программе создания двигателя для стратегического бомбардировщика AMSA. В этом двигателе применялась система отклонения вектора тяги, представляющая собой сочленённый патрубок из листовой стали толщиной 1,5 мм, установленный в реактивном сопле. Патрубок мог отклонять реактивную струю вниз на 90° в течение 4 с (рис. 1.99,б).

Модификация - экспериментальный ТРДДФ JTF16В в 1966 г. проходил стендовые испытания (рис. 1.100) [20].

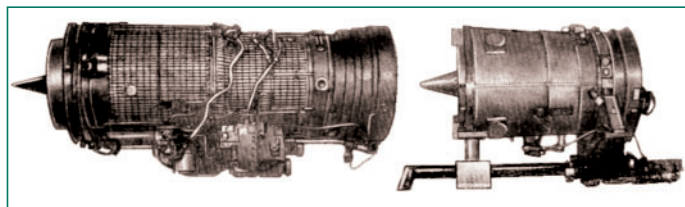


Рис. 1.100 ТРДД TF30-P-6 (слева) и экспериментальный ТРДД JTF16В (справа) [31]

Таблица 1.10

Основные параметры двигателей JTF16 и JTF16В [29, 59, 66]		
Двигатель	JTF16	JTF16В
Применение	Истребитель-бомбардировщик AVS	Экспериментальный
$P_{фр}$ , кН (кгс)	84,6 (8620)	89 (9070)
$C_{уд.фр}$ , кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	-	-
$P_{кр.}$ , кН (кгс)	32,1...44,5 (4080...4540)	53,4 (5445)
$C_{уд.кр.}$ , кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	-	67,2 (0,66)
$G_{вр}$ , кг/с	-	-
$T_r$ , К	-	-
$m$	-	-
$\pi_{к\sum}$	-	-
$n_{вд}/n_{нд}$ , об/мин	-	-
$M_{дв}$ , кг	-	-
$L_{дв}$ , м	3,452	1,675
$D_{дв}$ , м	0,915	0,965
Год нач. стенд. испытаний	-	1966

Серийное производство двигателей TF30 различных модификаций закончилось в 1987 году. Всего было выпущено более 3800 двигателей.

## 2 Опытный двигатель Pratt & Whitney JTF17 для проекта сверхзвукового пассажирского самолёта

Проведённые в первой половине 1950-х годов лётные испытания экспериментальных и военных сверхзвуковых самолётов способствовали появлению мнения о возможности создания к середине 1960-х годов сверхзвуковой пассажирской авиации со скоростями полёта, соответствующими  $M = 2$ .

В США во второй половине 1950-х годов несколько фирм независимо начали конструкторские работы, которыми с 1959 года руководила созданная для этого специальная группа экспертов.

В январе 1963 года начал работать комитет, возглавляемый с вице-президентом США, координирующий программу создания пассажирского самолёта с крейсерской скоростью, соответствующей  $M = 2,7...3,0$  и дальностью не менее 6400 км.

В январе 1964 года федеральное авиационное агентство (Federal Aviation Agency - FAA) опубликовало краткие отчёты участников тендера на поставку планера и двигателей для сверхзвуковой транспортной программы США. Участниками тендера на поставку двигателей были компании General Electric, Wright Aeronautical и Pratt & Whitney, но только General Electric и Pratt & Whitney разрабатывали демонстрационные двигатели.

В США считали, что европейский проект, в котором крейсерская скорость самолёта была принята несколько больше, чем  $M = 2$ , основан на "старой" технологии и традиционных конструкторских решениях и не имеет перспектив дальнейшего развития.

В американском проекте, использующем передовые технологические возможности, предполагалась крейсерская скорость самолёта  $M = 3$ . Расчёты показали, что такой самолёт будет почти в два раза дороже и на его разработку потребуется в два раза больше времени, однако в дальнейшем это позволит после проведения несложных модификаций увеличить крейсерскую скорость без принципиального изменения конструкции.

Позже выяснилось, что принципы, лежащие в основе этого проекта, на тот момент реализовать было практически невозможно, и американцы приступили к созданию самолёта с крейсерской скоростью  $M = 2,2$  [39]. Было отмечено, что от 80 до 90 процентов времени полёта такого самолёта будет проходить при температуре турбины, имеющей максимальное значение, в отличие от 1...2 процентов для дозвуковых коммерческих двигателей.

В 1965 году руководители компаний Boeing и Lockheed Мейнард Пеннелл (Maynard Pennell) и Р.А. Бейли (R.A. Bailey) дали оптимистичные прогнозы о том, что к 1985 году авиакомпания закажут по меньшей мере 500 сверхзвуковых самолётов, вмещающих не менее 200 пассажиров. Также рассматривались проекты самолётов и на большее количество пассажиров [3, 39].

В американских проектах самолёт имел четыре двигателя, каждый из которых располагался в отдельной гондоле, в отличие от советского и европейского проектов с размещением четырёх двигателей в двух гондолах под крылом. Места крепления двигателей снижали вероятность повреждения их посторонними предметами от передней или основной стоек шасси (при взрыве шины, водяной струе или камней, вылетевших из-под колес). Размещение двигателей также снижало шум в кабине и звуковую "усталость" элементов фюзеляжа. Воздухозаборники были рассчитаны на работу при больших углах атаки и крена, давая широкие возможности для маневрирования. Наиболее важно, что они имели "автозапуск", т.е. для формирования ударной волны на входе не использовались регулируемые устройства [67].

Компания Pratt & Whitney получила от FAA контракт на \$50 млн на разработку и испытания двигателя, пригодного для сверхзвукового транспортного самолёта.

В марте 1966 года, спустя девять месяцев после начала разработки, было проведено испытание опытного JTF17 [4, 68]. Двигатель предназначался для сверхзвукового пассажирского самолёта Lockheed L-2000, рассчитанного на скорость полёта, соответствующую  $M = 2,7$ .

В отличие от TF30, где дожигание осуществлялось после смешения потоков, выходящих из вентилятора и турбины, в общей

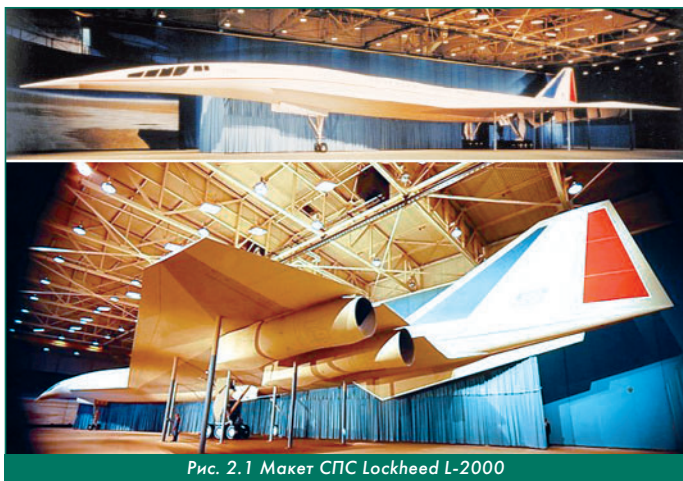


Рис. 2.1 Макет СПС Lockheed L-2000

Таблица 2.1

Основные параметры самолёта Lockheed L-2000 [31, 67 - 71]	
Самолёт	Lockheed L-2000
Разработчик	Lockheed Corporation
Годы производства	Проект 1966 г.
Изготовлено, шт.	-
Масса пустого, кг	107 955
Максимальная взлётная масса, кг	267 619
Число пассажиров	273
Масса топлива во внутренних баках, кг	-
Силовая установка	4xТРДДФ Pratt & Whitney JTF17
Максимальная скорость на высоте, км/ч	3188 (M = 3,00)
Максимальная скорость у земли, км/ч	-
Крейсерская скорость, км/ч	2869 (M = 2,7)
Дальность (перегоночная), км	7400
Практический потолок, м	23 300
Разбег при нормальной взлётной массе, м	-
Длина пробега, м	-

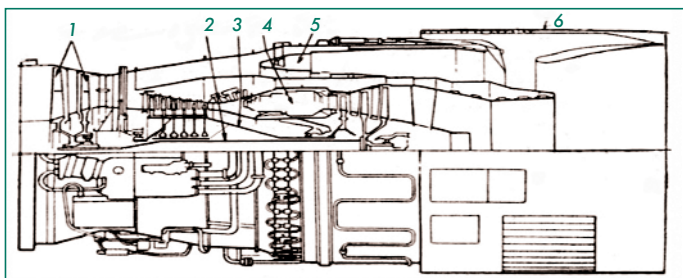


Рис. 2.2,а Конструктивная схема ТРДДФ JTF17А:  
 1 - двухступенчатый вентилятор; 2 - вал турбины вентилятора;  
 3 - вал компрессора; 4 - основная кольцевая камера сгорания;  
 5 - форсажная камера во внешнем контуре;  
 6 - реактивное сопло с реверсом-шумоглушителем

Таблица 2.2

Основные параметры двигателя JTF17 [31, 67 - 71]	
Двигатель	JTF17
Применение	Lockheed L-2000
$P_{ф}$ , кН (кгс)	271,6 (27 700)
$C_{уд.ф}$ , кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	183,5 (1,81)
$P_{кр}$ , кН (кгс)	56,8 (5792)
$C_{уд.кр}$ , кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	158,9 (1,56)
$G_{в}$ , кг/с	311
$T_r$ , К	1533
$\pi$	1,3
$\pi_{к\Sigma}$	-
$M_{дв}$ , кг	4535
$L_{дв}$ , м	5,38
$D_{вх}$ , м	1,523
$D_{дв}$ , м	2,032
Год нач. станд. испытаний	1966

форсажной камере, в ТРДДФ JTF17 форсажная камера находилась во внешнем контуре двигателя. Двигатель оснащался системой реверсирования тяги.

**Элементы конструкции** [31, 67 - 71]:

Двигатель не имел входного направляющего аппарата **вентилятора**. Это позволило увеличить его диаметр и сократить количество роторных подшипников до четырёх. Вентилятор, расположенный консольно перед первой опорой, состоял из двух ступеней, которые приводились в движение двухступенчатой **турбиной низкого давления**. Ротор турбовентилятора опирался на два подшипника.

**Каскад высокого давления** JTF17 состоит из шестиступенчатого компрессора, приводимого одноступенчатой **турбиной высокого давления**. Ротор опирался на два подшипника.

**Основная камера сгорания** - кольцевая, укороченная.

**Реактивное сопло** - регулируемое, эжекторного типа. Створки сопла с аэродинамическим управлением располагаются по ок-

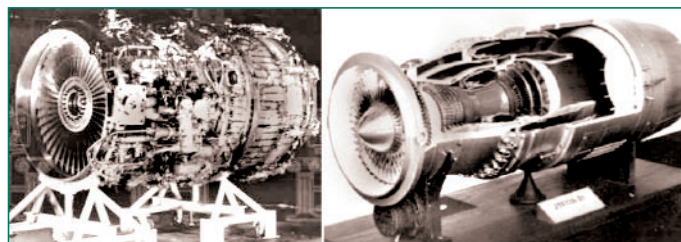


Рис. 2.2,б Демонстратор

Рис. 2.2,в Модель ТРДДФ JTF17А

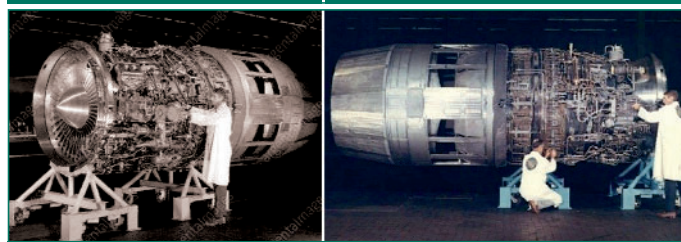


Рис. 2.3 Подготовка к испытаниям ТРДДФ JTF17А [68, 71]

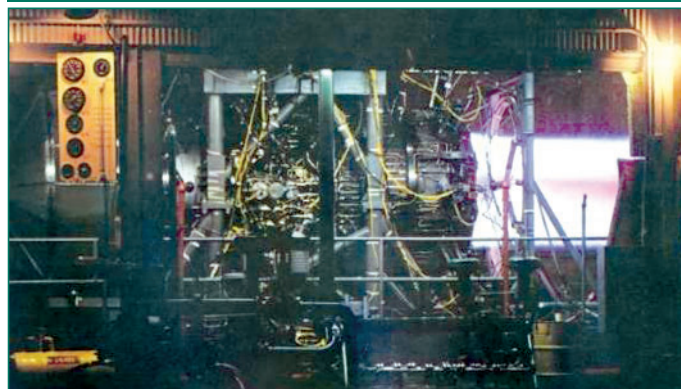


Рис. 2.4 85-часовое испытание двигателя JTF17А

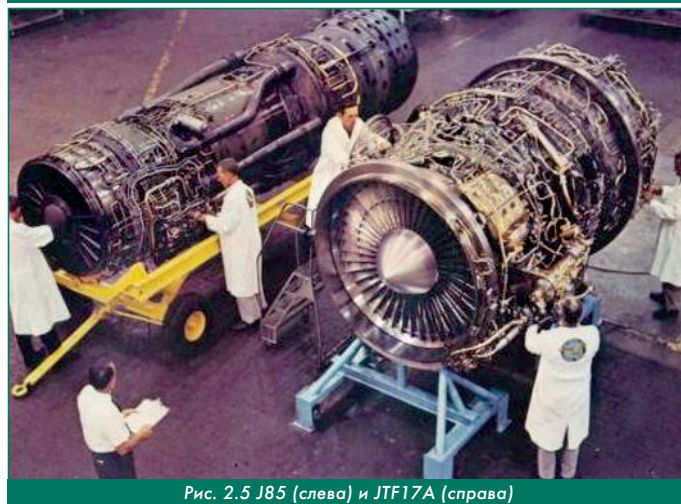


Рис. 2.5 J85 (слева) и JTF17А (справа)

ружности выпускного отсека gondoly, в котором установлен реверс-шумоглушитель.

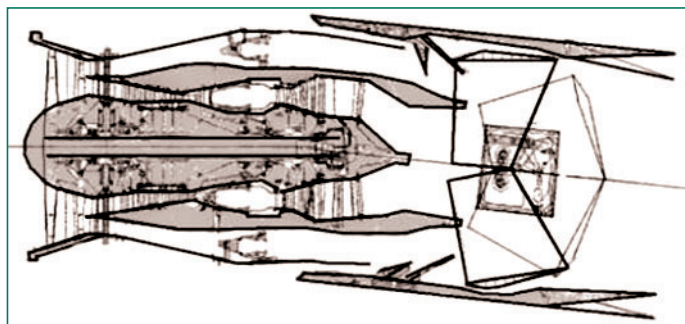


Рис. 2.6 Схема работы реверсивного устройства ТРДДФ JT17A

Конструктивно-силовая система двигателя включает 4 роторных подшипника и 3 силовые опоры (рис. 2.7).

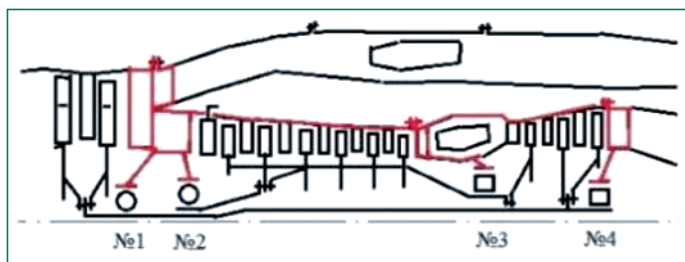


Рис. 2.7 Схема расположения подшипников и опор двигателя ТРДДФ JT17A

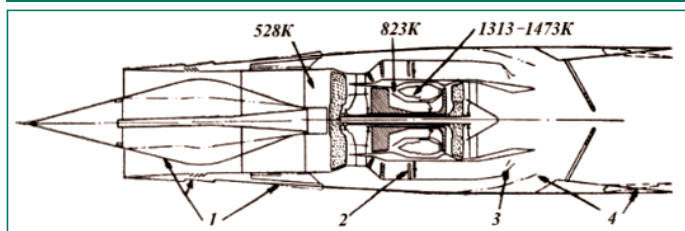


Рис. 2.8 Расчётное значение температуры в различных зонах двигателя JT17A при полёте на крейсерском сверхзвуковом режиме ( $M = 2,7$ ): 1 - регулируемый воздухозаборник; 2 - форсажная камера; 3 - регулируемое сопло наружного контура; 4 - регулируемое эжекторное сопло

Компаниями Boeing и Lockheed было разработано несколько вариантов сверхзвуковых пассажирских самолётов. Полномасштабные макеты Boeing 2707-200 и L-2000-7 были представлены

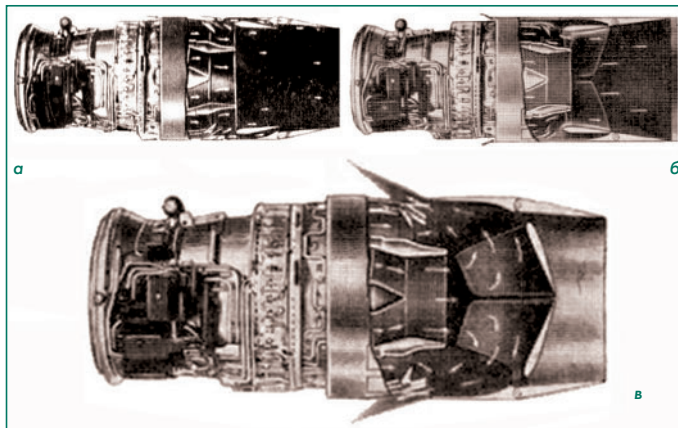


Рис. 2.9  
Схема работы регулируемого сопла и системы реверса тяги ТРДДФ JT17A: а - полёт на дозвуковой скорости; б - полёт на сверхзвуковой скорости; в - реверсирование тяги

Федеральному управлению гражданской авиации и 31 декабря 1966 года был выбран проект Boeing. Проект Lockheed был признан более простым в производстве и менее рискованным, но его характеристики при взлёте и на высокой скорости были немного ниже. Также предполагалось, что L-2000 с двигателями JT-17A будет более шумным. Конструкция Boeing считалась более совершенной, обеспечивающей большее преимущество перед "Конкордом" и, следовательно, более соответствующей первоначальной замыслу.

Программа Boeing SST была закрыта 20 мая 1971 года после того, как 24 марта 1971 года Конгресс США прекратил её федеральное финансирование. На закрытие программы также повлияло то, что помимо шумового загрязнения от звуковых ударов, существовали опасения, что сверхзвуковые самолёты способствуют образованию озоновой дыры. Хотя доказательств этому было мало, Соединённые Штаты запретили сверхзвуковые полёты над своей территорией, и правительство прекратило финансирование проекта.

По мнению руководителя "Skunk Works" - исследовательского подразделения компания Lockheed, Кларенса Джонсона (Clarence Leonard Johnson) даже на середину 1980-х годов требовалась смена еще двух поколений авиационных двигателей, чтобы они смогли удовлетворять требованиям по экономичности и уровню шума для сверхзвуковых пассажирских перевозок [67].

Перечень источников

1. Parsch A. Designations of U.S. Military Aero Engines. 2008. URL: [http://www.designation-systems.net/usmilav/engines.html#\\_MILSTD1812\\_AirBreathing](http://www.designation-systems.net/usmilav/engines.html#_MILSTD1812_AirBreathing).
2. Military Jet Engine Acquisition: technology basics and cost-estimating methodology / Obaid Younossi, Mark V. Arena, Richard M. Moore, Mark Lorell, Joanna Mason, John C. Graser. United States Air Force Contract F49642-01-C-0003. Published by RAND. Santa Monica, CA. 2002. - 167 pp.
3. Connors, J. The engines of Pratt & Whitney: a technical history. Reston, American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2010. - 565 pp.
4. St. Peter, James. The history of aircraft gas turbine engine development in the United States: a tradition of excellence. Published by the International Gas Turbine Institute of the American Society of Mechanical Engineers, Atlanta, Georgia. 1999. - 592 pp.
5. P. Grie. The Jet Age in Review. AIR FORCE Magazine. February 1997. pp. 72 - 76.
6. Boon Seh Choo, Daniel Craig, Benjamin Dupuy, Dan King, Matthieu Verani. F-111 Case Study. 16.885J. December 9, 2003. URL: [https://docs.yandex.ru/docs/view?tm=1720418983&tid=ru&lang=en&name=4fe291673f88543ed6940d68a43cf0da\\_f\\_111\\_final.pdf&text=SoR%20183%20\[Statement%20of%20Operational%20Requirements\]%2C&url=https%3A%2F%2Focw.mit.edu%2Fcourses%2F16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2004%2F4fe291673f88543ed6940d68a43cf0da\\_f\\_111\\_final.pdf&lr=51&mime=pdf&10n=ru&sign=8484afaa15e9777bada81e3c8e7e25a9&keyno=0&nosw=1](https://docs.yandex.ru/docs/view?tm=1720418983&tid=ru&lang=en&name=4fe291673f88543ed6940d68a43cf0da_f_111_final.pdf&text=SoR%20183%20[Statement%20of%20Operational%20Requirements]%2C&url=https%3A%2F%2Focw.mit.edu%2Fcourses%2F16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2004%2F4fe291673f88543ed6940d68a43cf0da_f_111_final.pdf&lr=51&mime=pdf&10n=ru&sign=8484afaa15e9777bada81e3c8e7e25a9&keyno=0&nosw=1)

- &serpParams=tm%3D1720418983%26tid%3Dru%26lang%3Den%26name%3D4fe291673f88543ed6940d68a43cf0da\_f\_111\_final.pdf%26text%3DSoR%2B183%2B%2528Statement%2Bof%2BOperational%2BRequirements%2529%252C%26url%3Dhttps%253A%2F%2Focw.mit.edu%2Fcourses%2F16-885j-aircraft-systems-engineering-fall-2004%2F4fe291673f88543ed6940d68a43cf0da\_f\_111\_final.pdf%26lr%3D51%26mime%3Dpdf%2610n%3Dru%26sign%3D8484afaa15e9777bada81e3c8e7e25a9%26keyno%3D0%26nosw%3D1
7. Boeing 818 TFX; Настоящий трубкузуб? URL: <https://military-matters.online/forgotten-aircraft/boeing-818-tfx-the-actual-aardvark/>
8. Полная энциклопедия мировой авиации. Пер. с англ. The Complete Encyclopedia of World Aircraft. General Editor D. Donald. Самара: корп. "Фёдоров", 1997. 928 с.
9. Мировая авиация. Полная энциклопедия. www. aviacia.deagostini.ru.
10. TFX Inquiry Seems Ended as McClellan Delays Hearings Indefinitely; Chiefs Favored Boeing Gilpatric Defends Role. By Jack Raymond Special to the New York Times. URL: <https://www.nytimes.com/1963/12/15/archives/txf-inquiry-seems-ended-as-mcclellan-delays-hearings-indefinitely.html>
11. O. Younossi, M. V. Arena, R. M. Moore, M. Lorell, J. Mason, J. C. Graser. Military Jet Engine Acquisition. Technology Basics and Cost-Estimating Methodology. Published by RAND. 2002. 153 pp.
12. F-111 - один из самых удачных в своём классе. Военное обозрение. 16 января 2015. URL: <https://topwar.ru/66861-f-111->

odin-iz-samyh-udachnyh-v-svoem-klasse.html.

13. Robert Bernier Was the Navy's F-111 Really That Bad? URL: [https://www.smithsonianmag.com/air-space-magazine/13\\_sep2018-cancelled-f111b-1-180969916/](https://www.smithsonianmag.com/air-space-magazine/13_sep2018-cancelled-f111b-1-180969916/)

14. История Pratt & Whitney. URL: <https://www.prattandwhitney.com/History/>

15. Американская компания Pratt & Whitney. URL: <https://www.britannica.com/topic/Pratt-and-Whitney>

16. Pratt & Whitney и штат Огайо создают исследовательское партнёрство. URL: <https://www.defensedaily.com/pratt-whitney-and-ohio-state-create-research-partnership/uncategorized/>

17. CCAT запускает партнёрство центра передовых композитных технологий с Pratt & Whitney, университетом Гудвина и штатом Коннектикут. URL: <https://www.jeccomposites.com/news/spotted-by-jec/ccat-launches-advanced-composites-technology-center-partnership-with-pratt-whitney-goodwin-university-and-the-state-of-connecticut/>

18. Новая программа стипендий Pratt & Whitney Scholars в пользу студентов-инженеров Калифорнийского университета. URL: <https://metrohartford.com/about-us/newsroom/new-pratt-whitney-scholars-program-to-benefit-uconn-engineering-students/>

19. CETA отмечает стипендиатов Pratt & Whitney. URL: <https://www.hartford.edu/news/press-releases/2023/2/ns-pratt-and-whitney-scholarship.aspx>

20. Иностранные авиационные двигатели. (По материалам зарубежных публикаций). М.: ЦИАМ, вып. 3, 1961. 443 с.

21. Pratt & Whitney J52. URL: [https://руни.рф/Pratt\\_Whitney\\_J52](https://руни.рф/Pratt_Whitney_J52)

22. Pratt & Whitney J57. URL: [https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt\\_Whitney\\_J57](https://en.wikipedia.org/wiki/Pratt_Whitney_J57)

23. Lax Mark. From controversy to cutting edge: a history of the F-111 in Australian service / Air Power Development Centre TCC-3, Department of Defence CANBERRA ACT 2600. 2010. 264 p.

24. Путьников М. "Громовержец". Тактический самолёт ВВС Швеции Saab 37 Viggen. URL: <https://military.wikireading.ru/h3V8llfc>

25. Museo del Aire: ударный самолёт SAAB AJS-37 Viggen. URL: <https://igor113.livejournal.com/768117.html>

26. SAAB 37 Viggen. URL: <https://aviamirinfo.ru/saab-37-viggen/>

27. Уголок неба. 2004. (Страница: "Volvo RM8A"). URL: <https://airwar.ru/enc/engines/rm8a.html>

28. Volvo Flygmotor RM8A. URL: <https://www.armedconflicts.com/Volvo-Flygmotor-RM-8A-t162048>

29. Иностранные авиационные двигатели. (По материалам зарубежных публикаций). М.: ЦИАМ, вып. 6, 1971. 685 с.

30. Иностранные авиационные двигатели. (По материалам зарубежных публикаций). М.: ЦИАМ, вып. 7, 1975. 281 с.

31. Volvo RM8B. URL: <https://aviationsmilitaires.net/>

32. Engine TF30. URL: <https://vistat.org/objects/dvigatel-f30-18d>

33. Pratt & Whitney TF30-P-6E Turbofan Engine. URL: [https://airandspace.si.edu/collection-objects/pratt-whitney-tf30-p-6e-turbofan-engine/nasm\\_A19870038000](https://airandspace.si.edu/collection-objects/pratt-whitney-tf30-p-6e-turbofan-engine/nasm_A19870038000)

34. Уголок неба. 2004. (Страница: "Pratt & Whitney TF30-P-100"). URL: <https://airwar.ru/enc/engines/tf30p100.html>

35. Pima air museum: многоцелевой истребитель-бомбардировщик General Dynamics F-111E Aardvark. URL: <https://igor113.livejournal.com/740984.html>

36. Линник С., Дедов А. Палубный истребитель F-14 "Томкэт". URL: <https://topwar.ru/30807-palubnyy-istrebitel-f-14-tomket.html>

37. First stage turbine blade failure - TF30-P engine. URL: <https://nara.getarchive.net/media/first-stage-turbine-blade-failure-tf-30-p-engine-ae0b81>

38. Зрелов В.А., Прокофьев А.Б., Гареев А.М. Турбовентиляторные двигатели General Electric для сверхзвуковых самолётов. Рыбинск: Медиаарст, 2024. 256 с.

39. Цихош Э. Сверхзвуковые самолёты: справочное руководство. М.: Мир, 1983. 432 с.

40. F-111 - один из самых удачных в своём классе. Военное обозрение. 16 января 2015. URL: <https://topwar.ru/66861-f-111-odin-iz-samyh-udachnyh-v-svoem-klasse.html>

41. Pratt & Whitney TF30-P-100. URL: <http://www.airwar.ru/enc/engines/tf30p100.html>

42. Pratt & Whitney TF30-P-414A. URL: <http://www.airwar.ru/enc/engines/tf30p414.html>

43. Elodie Roux. Turbofan and Turbojet Engines: Database Handbook. 2007. 596 pp.

44. FLIGHT International, 28 June 1962. p. 1024.

45. Pratt & Whitney TF-30-414A, Western Aerospace Museum, Oakland, CA, by Vladimir Yakubov. URL: <http://svsm.org/gallery/PW-TF-30-414A/IMG6214>

46. PRATT & WHITNEY TF30-P-408 na Universidade de Aveiro (M546 - 29PM/2011). URL: <http://www.passarodeferro.com/2011/10/pratt-tf30-p-408-na-universidade-de.html>

47. Pratt & Whitney TF-30-414A Turbofan Engine with afterburner. URL: <https://www.wingtangwongphotography.com/Travel/California/Oakland-Aviation-Museum/F14-Turbofan-With-Afterburner/i-qBw8Jg>

48. Pratt & Whitney TF30. URL: <https://www.secretprojects.co.uk/threads/pratt-whitney-tf30.13734/>

49. Category: Pratt & Whitney TF30. URL: [https://commons.wikimedia.org/wiki/Category:Pratt\\_%26\\_Whitney\\_TF30](https://commons.wikimedia.org/wiki/Category:Pratt_%26_Whitney_TF30)

50. Treager, Irwin E. Aircraft gas turbine engine technology. Aviation technology series. 3rd ed. Glencoe Division of McGraw-Hill. 1996. 698 pp.

51. Уголок неба. 2004. (Страница: "Pratt&WhitneyTF30-P-100"). URL: <https://airwar.ru/enc/engines/tf30p100.html>

52. Pratt & Whitney TF30. URL: [https://howlingpixel.com/i-en/Pratt\\_%26\\_Whitney\\_TF30](https://howlingpixel.com/i-en/Pratt_%26_Whitney_TF30)

53. Wasserbauer J.F., Neumann H.E., Shaw R.J. Performance and Surge Limits of a TF30-P-3 Turbofan Engine/Axissymmetric Mixed Compression Inlet Propulsion System at Mach 2.5. NASA Technical Paper 2461, May 1985. Lewis Research Centre Cleveland, Ohio 44135, 20 pp.

54. General Dynamics F-111. Материал из Википедии URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/General\\_Dynamics\\_F-111](https://ru.wikipedia.org/wiki/General_Dynamics_F-111)

55. Уголок неба. 2013. (Страница: "EF-111 Raven"). URL: <http://www.airwar.ru/enc/spy/ef111.html>

56. FLIGHT International, 28 June 1962. p. 1024.

57. Музей в Ле Бурже ч. 30: Dassault Mirage IIIV французский СВВП!!! URL: <https://igor113.livejournal.com/391686.html>

58. Dassault Mirage IIIV Vertical Take-Off and Landing (VTOL) URL: [https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.php?aircraft\\_id=535](https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.php?aircraft_id=535)

59. A Brief History of V/STOL Combat Aircraft - Part I: From the Kestrel to the Supersonic Sixties. URL: <https://acesflyinghigh.wordpress.com/2015/06/24/a-brief-history-of-vstol-combat-aircraft-part-i-from-the-kestrel-to-the-sea-harrier/>

60. SNECMA TF104/TF106/TF306 Turbofans. URL: <https://www.secretprojects.co.uk/threads/snecma-tf104-tf106-tf306-turbofans.2040/>

61. Mirage III, V. URL: <https://www.dassault-aviation.com/en/passion/aircraft/military-dassault-aircraft/mirage-iii-v/>

62. SNECMA Museum - Villaroche. Images and Narrative by John Martin. URL: <https://www.enginehistory.org/Museums/SNECMA/snecma2.shtml>

63. Mirage F2/F3. URL: <https://www.dassault-aviation.com/en/passion/aircraft/military-dassault-aircraft/mirage-iii-f2-f3/>

64. Уголок неба. 2015. (Страница: "Mirage G"). URL: [https://airwar.ru/enc/xplane/mirageg.html?sa=X&ved=0CCAQ9QEwBTg8ahUKEwjV8KHj\\_e\\_GAhVJVxQKHeAJD0](https://airwar.ru/enc/xplane/mirageg.html?sa=X&ved=0CCAQ9QEwBTg8ahUKEwjV8KHj_e_GAhVJVxQKHeAJD0)

65. Mirage G. URL: <https://www.dassault-aviation.com/en/passion/aircraft/military-dassault-aircraft/mirage-g/>

66. Lufffahrtechnik -Raumfahrtechnik 14, 1968, № 4, April.

67. L-2000. Сверхзвуковой пассажирский самолёт. URL: <https://testpilot.ru/usa/lockheed/cl/2000/l2000.htm>

68. The Pratt and Whitney Aircraft JTF17 Augmented Turbofan Engine for the SST. URL: [https://ia800806.us.archive.org/32/items/TNM\\_Pratt\\_and\\_Whitney\\_Aircraft\\_JTF17\\_augmented\\_turb\\_20171024\\_0210/TNM\\_Pratt\\_and\\_Whitney\\_Aircraft\\_JTF17\\_augmented\\_turb\\_20171024\\_0210.pdf](https://ia800806.us.archive.org/32/items/TNM_Pratt_and_Whitney_Aircraft_JTF17_augmented_turb_20171024_0210/TNM_Pratt_and_Whitney_Aircraft_JTF17_augmented_turb_20171024_0210.pdf)

69. Почему американцы так и не построили сверхзвуковой самолёт. URL: [https://www.frequentflyers.ru/2020/05/08/usa\\_supersonic/](https://www.frequentflyers.ru/2020/05/08/usa_supersonic/)

70. Несбывшиеся мечты. URL: <https://afirsov.livejournal.com/28644.html>

71. P&W JTF17 (Proposed Boeing 2707 SST Engine). URL: <https://www.secretprojects.co.uk/threads/p-w-jtf17-proposed-boeing-2707-sst-engine.12721/>

(Продолжение следует.)

# КОПИЛКА ДЛЯ ЭНЕРГИИ

Александр Идин

(Продолжение. Начало в 4-6-2022, 4-2024 - 3-2025)

В 1970 году в 29 странах мира насчитывалось 148 эксплуатируемых ГАЭС суммарной установленной мощностью 15,3 млн кВт. По данным на начало 2005 г., в мире находилось в эксплуатации более 400 ГАЭС. В настоящее время в мире существует более 460 ГАЭС. Диапазон установленных мощностей современных ГАЭС колеблется в широких пределах. Из них около 50 % имеют установленную мощность от 100 МВт до 500 МВт, 31 % - от 500 до 1000 МВт и лишь 5 % - 1500 МВт и более.

Таким образом, во всём мире наблюдается устойчивый рост выработки гидроэлектроэнергии: совокупная мощность гидроэлектростанций на планете достигла 1443 ГВт, увеличившись за прошлый год примерно на 10 %. Причём, это стало возможным благодаря не строительству новых ГЭС, а созданию систем накопления энергии - ГАЭС: в 2024 году ввод новых мощностей составил 8,4 ГВт. В основном это обусловлено стремительным развитием солнечной и ветровой генерации, которая при наличии определённых достоинствах требует сглаживания нестабильности вырабатываемой ими электроэнергии. В настоящее время ГАЭС обеспечивают более 90 % мирового объёма хранения энергии.

И лидером в этой области является Китай, который в 2024 году ввёл 14,4 ГВт новых мощностей, половина из которых принадлежит гидроаккумулирующим станциям.

В Европе из-за проблем со свободными территориями происходит в основном модернизация существующих станций и рассматривают гидроэнергетику как гарант энергетической безопасности. Новые проекты ГАЭС разрабатываются главным образом в странах, где горный рельеф позволяет эффективно их использовать для балансировки как своей, так и общей европейской энергосети.



Испанская ГАЭС. Утро. Верхнее водохранилище заполнено

В странах, входящих в ЕЭС, разработана программа поддержки проектов строительства новых ГАЭС, модернизация существующих, а также преобразование традиционных гидроэлектростанций в ГАЭС. При этом проекты должны содержать инновационные решения в проектировании и эксплуатации ГАЭС. Максимальный размер финансирования на один проект составит до 50 миллионов евро, а объекты должны быть введены в эксплуатацию до 30 июня 2035 года.

К декабрю 2025 г. было отобрано 126 проектов, на финансирование которых из Европейского фонда регионального развития выделено 818,3 миллиона евро. Выполнение этих проектов позволит добавить 2,2 ГВт мощности и построить емкости для выработки 9,4 ГВт·ч энергии. Так, например, в Испании предполагается создание новых мощностей объёмом около 1 ГВт и систем долгосрочного хранения энергии ёмкостью примерно до 7 ГВт·ч.

В Англии свои проблемы: для снижения выбросов углерода на британских островах к 2035 году потребуются иметь от 7 до 10 ГВт мощностей длительного хранения электроэнергии (в настоящее время здесь имеются ГАЭС общей мощностью порядка 3 ГВт). Пос-

кольку английские эксперты относят ГАЭС к проверенной технологии с высокой степенью готовности, но с большими капитальными затратами и длительными сроками реализации, то государственная электрическая компания берёт на себя роль стратегического инвестора для снижения рисков для частного капитала и ускорения ввода аккумулирующих станций в эксплуатацию.

Интересно, но идея о строительстве Ffestiniog Power Station - первой крупной ГАЭС в Великобритании появилась в 1948 году. В 1955 году эта идея получила законодательную поддержку после проведённых геологоразведочных изысканий и выбора места строительства, которое началось в 1957 году с обустройства дорог к основным объектам:

- верхнему водохранилищу (увеличенного озера Ллин-Свлан) и его плотине;
- плотине на реке Афон-Истрадау, образовавшее нижнее водохранилище Танигрисау;
- главному зданию электростанции.

Обустроенное верхнее водохранилище было рассчитано на 2 млн м<sup>3</sup> воды, уровень которой во время работы станции поднимался и опускался на 20 метров. А вот у нижнего водохранилища, рассчитанного на те же самые 2 млн м<sup>3</sup>, уровень воды колебался в пределах всего 5,5 метров из-за большей площади его зеркала. Кроме того, в этот водоём поступала вода из окрестных ручьёв, что потребовало организовать постоянный контроль за уровнем воды и сбрасывать её излишки.

При строительстве главного здания с машинным залом для размещения в нём вертикальных гидроагрегатов в скальной породе был вырублен котлован глубиной 34 м. В здании на трёх подземных этажах последовательно размещались генераторы, турбины, насосы. Под ними находился цокольный этаж. Над землёй здание возвышалось на 20 м при 72-метровой длине и 22-метровой ширине.



Главное здание и нижнее водохранилище Танигрисау

Вода из водоёма Ллин-Свлан через водозаборные башни поступает в напорные шахты, вертикально спускающиеся на 195 м.



Плотина и водозаборные башни водоёма Ллин-Свлан

Внутренний диаметр шахт, облицованных бетоном, составляет 4,4 м. Из шахт вода попадает в напорные тоннели, у которых первые 550 м выполнены из бетона и имеют диаметр 3,3 м, а следующие 610 м внутри облицованы сталью, и их диаметр уменьшен до 2,9 м). У последних 183 метров труб диаметр уже 2,3 м, изготовлены они из высокопрочной стали толщиной 25 мм и заключены в предварительно напряженный бетон толщиной 69 см. Перед машинным залом каждая труба разветвляется: по верхней вода подается на турбины в генераторном режиме, а из нижней вода поступает от насосов для заполнения верхнего водоёма.

В машинном зале установлены четыре вертикально установленных мотор-генераторных блока мощностью по 90 МВт в генераторном режиме.

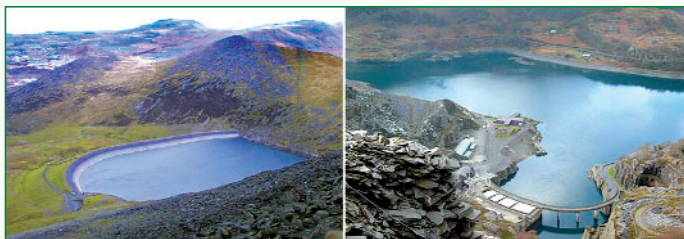


Машинный зал ГАЭС Ffestiniog

При выработке электроэнергии вода с максимальным напором 320 м (минимальный - 295 м) подается на каждую турбину Фрэнсиса со скоростью 28,3 м<sup>3</sup>/с. Насосы расположены под турбинами и их оси соединяются через муфту. Каждый насос способен прокачивать 21,1 кубических метра воды в секунду, потребляя при этом 75 МВт. Четырём насосам достаточно около 6 - 7 ночных часов для заполнения верхнего водохранилища.

Переход из насосного режима в генераторный происходит за 60 секунд. При полностью заполненном верхнем водоёме четыре генератора за почти 5 часов могут выработать 1,44 ГВт·ч электроэнергии на максимальной установленной мощности 360 МВт. КПД ГАЭС Ffestiniog, введённой в эксплуатацию в 1964 году, не превышает 73 %, что соответствует средним значениям аналогичных станций.

Ровно через десять лет - в 1974 году - началось строительства самой мощной в Великобритании аккумулирующей гидроэлектростанции Dinorwig. Ещё через 10 лет её приняли в эксплуатацию потратив на её сооружение 425 млн фунтов стерлингов. Проектные и инженерные решения при строительстве во многом были предопределены условием минимального воздействия на природу национального парка Сноудония и Динорвикского сланцевого карьера. Все элементы этой ГАЭС расположены внутри горы Элидир-Фаур, на поверхности расположены только два водоёма: верхнее - Мархлин Маур (высота над уровнем моря - 636 м) и нижнее - Хлин Перис (100 м), которые до строительства были озёрами, а впоследствии их только немного расширили.



Водоёмы ГАЭС Dinorwig: Мархлин Маур (слева) и Хлин Перис

При прокладке тоннелей (16 км) для пропуска воды, создания пещеры высотой 51 м, длиной 180 м и шириной 23 м под строитель-

ство машинного зала, а также подъездных дорог-тоннелей из недр горы было извлечено более 12 млн тонн породы. Под землёй были даже проложены кабели от подстанции до распределительного устройства, а это 10 км.

В машинном зале установлено шесть энергоблоков мощностью по 300 МВт, а объём верхнего водохранилища достаточен для выработки в течение 6 часов 9,1 ГВт·ч электроэнергии. При этом через все турбины проходит 390 м<sup>3</sup> воды в секунду.



Сланцевый карьер и гора, внутри которой ГАЭС Dinorwig

КПД ГАЭС Dinorwig лежал в пределах 74...76 %, причём до недавнего времени, так как в 2025 году станция (после 40 лет работы) выведена из эксплуатации для замены турбин и другого оборудования. На проведение модернизации в течение 10 лет выделен 1 млрд фунтов стерлингов. Предполагается, что после этого станция проработает ещё не менее 25 лет.

В Великобритании планируется построить 11 ГАЭС общей мощностью 10 ГВт, и к настоящему времени одобрено пять проектов ГАЭС с суммарной мощностью 4,6 ГВт, среди которых:

- "Койр-Глас" (1450 МВт);
- "Эрба" (1800 МВт);
- "Гленмаклок" (210 МВт);
- "Лох-Кемп" (660 МВт);
- "Лох-на-Карах" (500 МВт).

Большинство проектов предполагается реализовать в Шотландском нагорье и в Северном Уэльсе - местах, где есть естественные перепады высот для обустройства водохранилищ.

По той простой причине, что ландшафт британских островов в основном равнинный, а хранить энергию надо везде, то озабоченные этой проблемой инженеры компании RheEnergise предложили заменить простую воду - речную или морскую - на воду, в которой во взвешенном состоянии находится мелкодисперсный минерал под кодовым названием R19.

Применение новой жидкости позволит при той же величине вырабатываемой энергии уменьшить в 2,5 раза либо необходимую высоту, на которой должен находиться верхний водоём, либо его объём. Оба варианта позволяют снизить затраты на строительство. Могут быть варианты с уменьшением диаметров всех труб и размеров обратных турбин.

Выбор плотности жидкости равной 2,5 т/м<sup>3</sup> - компромисс между плотностью и вязкостью, которая в данном случае лишь незначительно превышает вязкость воды.

Предварительные расчёты показали, что для строительства ГАЭС мощностью 50 МВт и устройства водоёмов с запасом жидкости R19 для работы в течение 10 часов потребуется площадь порядка 1 га (100 м на 100 м). При этом эффективность ГАЭС будет не менее 83 %.

Эксперименты подтвердили, что жидкость оказывает незначительное абразивное воздействие на конструктивные элементы - трубы и турбины, а минерал остаётся во взвешенном состоянии в

течение длительного времени. Что касается обратимых турбин, то их геометрические размеры были оптимизированы для работы с более плотной жидкостью.

Британская компания RheEnergise построила в Корнвуде и ввела в эксплуатацию демонстрационную установку "HD Hydro" мощностью 500 кВт. В течение нескольких лет компания планирует построить систему мощностью 5 МВт. При успешном завершении этого этапа компания планирует начать разработку ГАЭС мощностью от 10 до 100 МВт с продолжительностью хранения энергии от 6 до 20 часов.

В Северной и Центральной Америке предусматривается обновление инфраструктуры, построенной еще в середине прошлого века. Крупнейшая в настоящее время гидроаккумулирующая электростанция в США - Бас Каунти (Bath County Pumped Storage Station), строительство которой началось в марте 1977 года, а ввод в эксплуатацию - в декабре 1985 года, имеет мощность 3 ГВт и ёмкость 24 ГВт·ч. Следовательно, она может генерировать 3 ГВт в течение 8 часов. Однако, такой мощности и ёмкости недостаточно при более длительном отсутствии ветра. Подсчитано, что для обеспечения непрерывной генерации в 10-дневный период безветрия (по данным метеонаблюдений) потребуется 15 таких ГАЭС. Но в настоящее время в США существует значительное сопротивление строительству новых крупных гидроаккумулирующих электростанций. И, тем не менее, компания rPlus Hydro преодолела очередной этап лицензирования по проекту строительства ГАЭС White Pine в американском штате Невада. Верхнее водохранилище ГАЭС будет сооружено в районе горного хребта Duck Creek Range, нижнее - на 610 м ниже, в долине Steptoe Valley.



Проект размещения ГАЭС White Pine

Мощность ГАЭС White Pine в турбинном режиме составит 1 ГВт, верхнее водохранилище обеспечит энергоёмкость порядка 8 ГВт·ч. Этого будет достаточно для снятия примерно 1/8 пиковой нагрузки энергосистемы штата в жаркий день. Стоимость строительства этой ГАЭС оценивается в \$2,5 млрд.

В Южной Америке, например, в Бразилии, пока только обсуждаются возможные варианты строительства гидроаккумулирующих станций для сглаживания провалов электроэнергии в сети от ветровых и солнечных станций, строительство которых получает всё больше ускорение.

В Африке лидером в выработке электроэнергии является ЮАР, где её генерация осуществляется всеми известными способами: от "архаичных" угольных до атомных станций, есть и ветрогенераторы (30 станций общей мощностью около 5 ГВт), есть и солнечные установки. Кроме ГЭС существуют и ГАЭС. Их три, и первая из них - Дракенсбергская - появилась в 1981 году (её строительство началось в 1974 г.). Верхнее водохранилище образовано плотиной Дриклуф, оно вмещает 27 млн м<sup>3</sup> воды, которых достаточно для выработки четырьмя турбогенераторами мощностью по 250 МВт почти 28 ГВт·ч электроэнергии (воды в верхнем водоёме достаточно для непрерывной работы ГАЭС в течение почти 28 часов).



Верхний водоём Дракенсбергской ГАЭС

Станция работает в основном в недельном режиме, когда в выходные дни осуществляется наибольшая по объёму закачка воды в верхний водоём, но работает станция и в суточном режиме для стабилизации работы энергосистемы.

Следом за ней была сооружена ГАЭС Палмиет, её открытие состоялось в 1988 году. На ней установлены две турбинные установки мощностью по 200 МВт.

Строительство ГАЭС Ингула - третьей аккумулирующей станции в ЮАР - было начато в 2005 году. Её верхнее водохранилище вмещает 22,4 млн м<sup>3</sup> воды, из которых почти 20 млн м<sup>3</sup> используется для выработки электроэнергии. Нижнее водохранилище образовано плотиной на реке и вмещает 26 млн м<sup>3</sup>, из которых 22 млн м<sup>3</sup> может быть закачено в верхний водоём. Расстояние между водоёмами 4,6 км. Они соединяются с электростанцией туннелями. В машинном зале установлены 4 турбины Фрэнсиса мощностью по 333 МВт, что обеспечивает установленную мощность 1332 МВт (в насосном режиме каждый гидроагрегат потребляет 360 МВт). Напорный туннель длиной 2 км обеспечивает работу гидроагрегатов под напором порядка 480 м. Вода из гидроагрегатов сбрасывается в нижний водоём через туннель длиной 2,5 км. Ёмкость накопленной воды в верхнем водохранилище достаточно для выработки 21 ГВт·ч электроэнергии в течение почти 16 часов.

Планировалось, что ГАЭС Ингула будет введена в строй в 2015 году, но первые три агрегата были введены в эксплуатацию в 2016 году, последний - в 2017 году. На строительство этой ГАЭС было затрачено \$3,5 млрд.

В других странах Африки пока нет строительства ГАЭС, но в 2024 году в Танзании заработала ГЭС Julius Nyerere, а в Эфиопии продолжается ввод агрегатов на плотине Grand Ethiopian Renaissance Dam - самой большой на континенте. В перспективе, с увеличением ветровой и солнечной энергетики, а также развитием электрических сетей, и здесь встанет вопрос о необходимости стабилизации энергообеспечения. Поэтому в 2021 г. Банк развития Африки одобрил заём на строительство новой ГАЭС гигаваттной мощности, которую совместно будут эксплуатировать ЮАР и Лесото.

В разные периоды истории Российской империи, затем Советского Союза, а теперь Российской Федерации обеспечение страны электрической энергии соответствовало уровню её развития во всех областях, и в первую очередь - науки и техники.

Если до Первой мировой войны в России мощность всех электростанций составляла около 1,1 млн кВт, и при этом вырабатывалось порядка 2 млрд кВт·ч электроэнергии. В 1916 году, перед революционным 1917, в стране было выработано уже 4,7 млрд кВт·ч на 11 800 силовых установках, причём большая часть была выработана не на районных электростанциях, а на более мелких фабричных и других частных блок-станциях.

После Октябрьской революции в годы Гражданской войны, в условиях разрухи и отставания в различных сферах, в 1920 году был принят план ГОЭЛРО. В нём предусматривалось за 10 - 15 лет создать основу для электрификации всей страны. В плане было намечено строительство гидроэлектростанций, электростанций на базе угля, нефти и торфа, а также сетей для передачи и распределения электроэнергии. К 1935 году вместо запланированных 30 электростанций было построено 40. Мощность районных электростанций составила 4,34 млн кВт - в 2,5 раза больше, чем по плану ГОЭЛРО. На этом этапе каждая районная электростанция работала, как правило, на собственную электросеть, но иногда взаимодействуя с другими электростанциями через городские электросети. За 1934 год было выработано более 26 млрд кВт·ч вместо 8,8 млрд кВт·ч, прописанных в плане ГОЭЛРО.

Но перенесёмся в 60-е годы прошлого века, когда произошли структурные изменения в электрогенерации в нашей стране - начался ввод в эксплуатацию мощных ТЭС и АЭС. Их вклад в общий баланс рос более быстрыми темпами, чем доля ГЭС - даже несмотря на их интенсивное строительство. Всё было бы хорошо, но у ТЭС и АЭС низкая маневренность, они не могут быстро снижать мощность и вынуждены нагревать огромные объёмы воды и превращать её в пар, т.е. выбрасывать лишнюю энергию "на ветер". Стремле-

ние повысить КПД таких станций и послужило толчком для создания маневренных мощностей в виде ГАЭС, у которых, напомним, высокая степень быстродействия: время набора гидроагрегатом полной нагрузки в генераторном режиме составляет 1,5 - 2 мин., а в насосном режиме 6 - 9 мин.

В соответствии с принятой приоритетностью увеличения маневренных мощностей путем строительства ГАЭС институтом "Гидропроект" был создан большой задел проектных и исследовательских работ по созданию возможных ГАЭС. В 1970-е гг. была разработана техническая документация на шесть ГАЭС суммарной мощностью около 9,0 ГВт, а также велись работы по созданию проектного задела ещё семи станций на общую мощность 17 ГВт. Однако по объективным причинам эта программа строительства ГАЭС пока в полном объеме не реализована.

Кубанская ГАЭС стала первой гидроаккумулирующей электростанцией в Советском Союзе. И хотя её основное предназначение - сезонное регулирование воды в Большом Ставропольском канале, обеспечивая наполнение его водой в маловодный осенне-зимний период, а не балансировка энергосистемы.

Ещё в 1935 - 1940 годах была разработана схема обводнения Ставрополя, в соответствии с которой было намечено строительство Большого Ставропольского канала (тогда Кубань-Калаусского), а его проектное задание было утверждено в 1956 году. Тогда этим проектным заданием предполагалась самотечная система наполнения и сработки Кубанского водохранилища. Однако, в ходе дальнейших проработок институт "Гидропроект" предложил сделать Кубанское водохранилище наливным, заполняемым и опорожняемым при помощи ГАЭС, что давало ряд преимуществ перед прежним решением:

- Увеличивается мощность и выработка на ГЭС-1 Кубанского каскада благодаря дополнительным 30 метрам напора, теряемого в исходной схеме;

- Дополнительная выработка на ГЭС-1 и ГАЭС более чем вдвое превышает затраты электроэнергии на работу ГАЭС в насосном режиме.

Кубанская ГАЭС, находящаяся на 47-м километре Большого Ставропольского канала, использует перепад высот между каналом и Кубанским водохранилищем, расположенным в естественной котловине бывшего озера Большое Солёное. Водный режим Кубани характеризуется продолжительным летним половодьем, подъём уровня воды начинается в марте - апреле, а завершается в сентябре - октябре, и за это время проходит до 80 % годового стока. Максимум осадков наблюдается в июне, при этом максимальные расходы воды в канале составляют 180 м<sup>3</sup>/с.

Конструкция Кубанской ГАЭС относится к средненапорной деривационной гидроаккумулирующей электростанцией с расположением здания ГАЭС под водой. Верхний бьеф ГАЭС - Большой Ставропольский канал, нижний - Кубанское водохранилище. Установленная мощность электростанции в турбинном режиме составляет 15,9 МВт, в насосном режиме - 14,4 МВт, среднегодовая выработка электроэнергии - 10,67 млн кВт·ч, среднегодовое потребление электроэнергии в насосном режиме - 46 млн кВт·ч.

Земляная плотина, образующая Кубанское водохранилище, ограничивает его размеры и находится с противоположной стороны от станции. Плотина отсыпана из местных делювиальных суглинков и глин. Её длина - 6800 м, ширина по гребню - 7 м, максимальная высота - 12 м. Фильтрующиеся воды через тело плотины собираются в дренажной канаве, откуда насосной станцией перекачиваются обратно в водохранилище.

Строительство Кубанской ГАЭС было начато в 1961 году. Железобетонное здание ГАЭС длиной 48,5 м, шириной 19,75 м и высотой 26,41 м расположено на дне Кубанского водохранилища в выемке так, что гидроагрегаты находятся ниже нормального подпорного уровня - ось рабочего колеса находится на отметке уровня сработки водохранилища. Над водой находится лишь верхняя часть сооружения с мостовым краном и служебный мост.

В здании ГАЭС установлено шесть обратимых вертикальных гидроагрегатов мощностью по 2,65 МВт в турбинном режиме и



Здание Кубанской ГАЭС при максимуме (слева) и минимуме воды в водохранилище

2,4 МВт - в насосном. Агрегаты оборудованы радиально-осевыми насос-турбинами, имеющими диаметр рабочего колеса 1,7 м.

Первый гидроагрегат был пущен 1 декабря 1968 года, последний - в 1969 году. Особенностью Кубанской ГАЭС является большой диапазон колебаний напоров - почти в два раза: в турбинном режиме от 15,6 м до 31 м, а в насосном - от 15,6 м до 29,7 м. Максимальный расход воды через насос-турбину составляет 10,5 м<sup>3</sup>/с в турбинном режиме и 11,3 м<sup>3</sup>/с в насосном. Электрогенераторы-двигатели находятся над турбинным залом и соединяются с насос-турбинами длинным валом.



Электрогенераторы-двигатели в машинном зале Кубанской ГАЭС



Спиральные камеры насос-турбин Кубанской ГАЭС

Со стороны верхнего бьефа подвод воды производится по двум железобетонным напорным трубопроводам длиной 420 м и внутренним диаметром 4 м. Каждый из них у здания ГАЭС переходит в развилку на три агрегата. Трубопроводы уложены в выемке и засыпаны сверху грунтом.

Через четыре десятилетия эксплуатации оборудование Кубанской ГАЭС износилось физически: у насос-турбин появился кавитационный износ и повышенный уровень вибрации. Потребовалась масштабная модернизация ГАЭС. Осталось выбрать вариант мо-

дернизации: замена оборудования в существующем здании ГАЭС или строительство нового здания с размещением либо обратимых гидроагрегатов, либо только насосов (при этом наполнение водохранилища осуществляется только через водосброс из канала).

Вариант с заменой оборудования в существующем здании ГАЭС был отвергнут по экономическим соображениям, а от варианта с использованием только насосного оборудования отказались вследствие более высоких эксплуатационных затрат и снижения общей надёжности станции. Строительство нового здания ГАЭС началось на берегу водохранилища, между существующим зданием станции и холостым водосбросом.

В новом здании станции будет шесть гидроагрегатов с переменной частотой вращения (от 180 до 273 об/мин). Мощность станции в турбинном режиме составит 18,9 МВт, а в насосном режиме - 19,44 МВт. Среднегодовая выработка электроэнергии увеличится до 18,6 млн кВт·ч (вместо прежних 10,67 млн кВт·ч), а вот потребление электроэнергии уменьшится до 26,8 млн кВт·ч (46 млн кВт·ч). Строительство нового здания ГАЭС было начато в 2022 году, его разместили в котловане на глубине более 20 м.



Монтаж статоров турбин в новом здании Кубанской ГАЭС

Следующей в СССР ГАЭС стала Киевская, расположенная в трёх километрах от Киевской ГЭС. Её строительство началось через четыре года после начала постройки ГЭС. Нижним бьефом ГАЭС стало водохранилище ГЭС, образованное в 1964 году после завершения строительства плотины. В том же году был осуществлён пуск первого агрегата ГЭС, а вот пуск первого гидроагрегата ГАЭС произошёл только в 1970 году, а последнего - шестого - в 1974. Верхний бассейн сооружён на правом берегу Днепра, его полная вместимость составляет 4,6 млн м<sup>3</sup>, рабочая - 3,6 млн м<sup>3</sup>. Разница уровней воды между бассейнами составляет 73 м, а напор на турбину - 65 м. Вода из верхнего бассейна поступает на турбины ГАЭС по металлическим напорным водоводам. На станции установлены шесть гидроагрегатов, общая мощность которых в генераторном режиме составляет 225 МВт, а вот в насосном режиме работают только три из них. Общая мощность этих обратимых агрегатов в насосном режиме составляет 120 МВт, и они способны наполнить верхний бассейн за 7 часов. Рабочего объёма воды хватает на три часа работы генераторов в пиковом режиме работы ГАЭС. Киевская ГАЭС вошла в состав Киевского гидроузла в 1975 г.



Киевская ГАЭС

В середине 80-х годов в СССР планировалось создать в г. Балаково Средневолжскую ГАЭС, первая информация о строительстве которой прозвучала на I Всесоюзном научно-техническом совещании по перспективам проектирования и строительства гидроаккумулирующих станций в СССР, прошедшем в том же Балаково в мае 1969 года. Мощность этой ГАЭС должна была быть более 1,5 ГВт. Но разработка проекта затянулась на 15 лет, а когда проект был готов и должны были приступить к земляным работам в 1986 году, в стране началась "перестройка", строительство отложили. Когда снова заговорили о строительстве этой ГАЭС, против выступили местные "зелёные", которые настаивали, что станция нанесёт серьёзный ущерб окружающей среде. Хотя Средневолжская ГАЭС должна была покрыть дефицит электроэнергии в часы "пик" и обеспечить орошение 13 000 га пашни в правобережной части Волги.

В итоге, следующей действующей ГАЭС в СССР стала Загорская, расположенная на реке Куныя у посёлка Богородское в Московской области. При строительстве станции использован природный перепад высот Клинско-Дмитровской гряды, который составляет между нижним и верхним бассейнами порядка 100 м. Решение о строительстве станции было принято в 1974 г., но пуск первого агрегата был осуществлён 30.12.1987, а его ввод в строй состоялся 30.09.1988 г. И только в 2000 г., с пуском шестого гидроагрегата, станция вышла на проектную установленную мощность 1200 МВт в генераторном и 1320 МВт в насосном режимах. Среднегодовая выработка электроэнергии достигает 1,932 ГВт·ч.



Верхний бассейн ГАЭС имеет полезный объём 22,4 млн м<sup>3</sup> (полный - 30 млн м<sup>3</sup>) при площади зеркала 2,6 км<sup>2</sup>. Уровень воды в верхнем бассейне колеблется в пределах 10 м. Этого количества воды хватает на работу ГАЭС на мощности 1200 МВт в течение 4 часов 20 минут. Бассейн образован с помощью дамб общей длиной около 9 км и высотой 15..30 м. Материал дамб - моренные грунты, а также смесь моренных и покровных. В теле дамбы проложены вертикальные и горизонтальные песчаные дренажи для отвода фильтрующихся вод. Напорная грань дамбы укреплена монолитным железобетоном толщиной 20 см.

От напорной грани дамбы к зданию станции у нижнего бьефа проложены шесть трубопроводов внутренним диаметром 7,5 м и длиной 723 м.



Загорская ГАЭС - общий вид

Внутренняя оболочка трубопроводов стальная толщиной 10 мм, а внешняя оболочка - железобетонная толщиной 40 см. Трубопроводы собраны из отдельных секций длиной по 40 м (19 секций на каждый трубопровод), между которыми размещены температурные компенсаторы из листовой резины. Максимальный расчетный напор составляет 113 м (минимальный - 95 м).

В машинном зале здания ГАЭС размещены 6 вертикальных об-

ратимых гидроагрегатов, каждый из которых имеет насос-турбину и двигатель-генератор. КПД ГАЭС достигает 73 %.



Монтаж последнего агрегата Загорской ГАЭС

Диаметр рабочего колеса насос-турбины 6,5 м, масса 983 т, максимальная мощность гидроагрегата в турбинном режиме составляет 205 МВт при расходе воды через турбину 226 м<sup>3</sup>/с, а производительность в насосном режиме составляет 189 м<sup>3</sup>/с при среднем напоре 105 м.

Мощность двигатель-генератора массой 1120 т в генераторном режиме составляет 200 МВт, а в двигательном - 236 МВА.



Рабочее колесо

В процессе регулировки нагрузки число пусков обратимых гидроагрегатов станции достигает 440 в месяц, и иногда составляет до 30 пусков в сутки. Отношение стоимости "дорогой проданной" электроэнергии к "дешёвой купленной" находится в пределах от 4,0 до 5,0 раз.

Сооружение станции не повлияло, вопреки некоторым опасениям, на местную экологию: не произошло изменения среднесуточной температуры воздуха и не исчезли растения. Загорская ГАЭС признана предприятием, оказывающим минимальное воздействие на природные комплексы реки Куньи и Сергиевско-Посадского района.

Ввод в действие Загорской ГАЭС облегчил регулирование графика нагрузки, но не разрешил всех проблем для обеспечения нормального энергообеспечения Центрального региона России. По расчетам для этого необходимо построить еще четыре аналогичных станции.

Для начала, в 2006 году, после произошедшей 25 мая 2005 года масштабной аварии энергосистемы Московского региона было принято решение о строительстве второй очереди Загорской ГАЭС мощностью 840 МВт с установкой четырёх гидроагрегатов по 210 МВт. Работы были начаты в мае 2007 года, а 10 июля состоялась закладка первого камня в основание станции.



Начало строительства Загорской ГАЭС-2

В 2011 году готовность Загорской ГАЭС-2 достигла 50 %.

Испытательный пуск первых двух гидроагрегатов Загорской ГАЭС-2 был произведён в декабре 2012 года, пуск третьего гидроагрегата был намечен на 2013 год, а пуск четвёртого и завершение строительства планировалось осуществить в 2014 году.

Однако, в 17 сентября 2013 года в результате осадки здания Загорской ГАЭС-2 произошло подтопление машинного зала и пристанционной площадки. Из-за размывания грунта под зданием ГАЭС машинный зал просел правой частью на 1,2 м, а левая часть поднялась на 22 см.

Причиной аварии была признана ошибка проектной организации: "Неэффективность работы противофильтрационных устройств обусловлена несовершенством их проекта, а также недостаточной изученностью грунтов основания. Сложная фильтрационная картина в основании станции и недостаточное количество запланированных к установке контрольно-измерительных приборов привели к тому, что проектная организация не сумела своевременно распознать угрозу негативного развития ситуации". С 15 декабря 2017 года Загорская ГАЭС-2 была временно законсервирована. Через год - 28 декабря 2018 года совет директоров ПАО "РусГидро" одобрил проект выравнивания здания строящейся Загорской ГАЭС-2 путём управляемого компенсационного нагнетания специальных затвердевающих составов под фундаментную плиту. Работы по выравниванию здания Загорской ГАЭС-2 начались в октябре 2019 года и к сентябрю 2024 года правая часть здания была поднята на 60 см. В 2025 году появилось сообщение, что Русгидро планирует запустить Загорскую ГАЭС-2 в конце 2028 года.

В предыдущем номере был упомянут проект гидроэнергетического комплекса "Райсек-Крайсек", для обеспечения работы которого был организован сбор воды с двух десятков водотоков и двух маленьких озёр. Вода из них по сложной системе тоннелей и трубопроводов поступала в аккумулирующие бассейны, а далее сбрасывалась на гидроагрегатах ГЭС-ГАЭС.

По такому же принципу была спроектирована и построена Зеленчукская ГЭС-ГАЭС, в концепции которой лежит переброска в реку Кубань части стока рек Большой Зеленчук, Маруха и Аксаут с использованием перепада высот между этими реками и Кубанью. Для работы ГЭС использовался перепад высот между бассейном суточного регулирования (БСР) и рекой Кубань, а для работы ГАЭС использовался тот же БСР и нижний бассейн, расположенный на правом берегу Кубани. Особенностью Зеленчукской ГЭС-ГАЭС является рекордная для нашей страны протяжённость деривационного тракта - более 30 км, в том числе почти 10 км тоннелей.

История строительства Зеленчукской ГЭС-ГАЭС разделяется на два крупных периода: строительство Зеленчукской ГЭС (1976-2006) и строительство Зеленчукской ГАЭС (2010-2016).

Естественно, что строительство любых крупных объектов (особенно таких, как ГЭС) в СССР осуществлялось по заранее утверждённому плану, поэтому такой был и на строительство Зеленчукской ГЭС. Первое упоминание о создании гидроэлектростанций на Кубани появилось в конце 1950-х - начале 1960-х годов, когда была разработана "Схема энергетического использования Верхней Кубани", которую в 1963 году одобрила экспертная комиссия Госплана СССР. В 1967 году было разработано проектное задание "Зеленчукские гидроэлектростанции и вторая очередь Куршавских ГЭС", согласно которому строительство Зеленчукской ГЭС являлось составной частью общего водохозяйственного комплекса Верхней Кубани. Не станем описывать подробности этого документа, отметим только, что реализация проектного задания позволяла произвести переброску 1,24 км<sup>3</sup> стока в год, выработать при этом около 700 млн кВт·ч электроэнергии на Зеленчукской ГЭС и около 600 млн кВт·ч на станциях каскада Кубанских ГЭС.

Это проектное задание было утверждено Минэнерго СССР в 1968 году и на его основе в 1971 году был разработан технический проект, согласно которому мощность Зеленчукской ГЭС устанавливалась равной 320 МВт, а среднегодовая выработка электроэнергии на уровне 651 млн кВт·ч.

В ноябре 1975 года постановлением Совета Министров СССР

был открыт титул строительства Зеленчукской ГЭС, а через год начались строительные работы, но впоследствии существенно затянулись, а в 1989 году и совсем остановились. К этому времени была возведена большая часть сооружений напорно-станционного комплекса (в частности, завершена проходка тоннелей и строительство массива здания ГЭС из расчёта на установку четырёх гидроагрегатов) и перебросного тракта из рек Аксаут и Маруха. В 1990 году проект был пересмотрен в сторону уменьшения объёма перебрасываемого стока и снижения мощности ГЭС до 160 МВт и годовой выработки электроэнергии до 516 млн кВт·ч на двух, а не на четырёх гидроагрегатах, как планировалось изначально.

Строительные работы были возобновлены в 1994 году, и через пять лет - 9 августа 1999 года - первый гидроагрегат Зеленчукской ГЭС был введён в промышленную эксплуатацию. Ещё через три года - 2 октября 2002 года - был введён в эксплуатацию второй гидроагрегат.

Но в ходе строительства Зеленчукской ГЭС к 1990 году уже были частично выполнены работы по сооружению водоприёмника БСР на гидроагрегаты № 3 и 4, второй деривационный тоннель и вертикальная шахта, кратеры на два гидроагрегата в здании ГЭС со спиральными камерами и шаровыми затворами. Этот задел было решено использовать для строительства Зеленчукской ГАЭС. В 2008 году экспертиза дала положительное заключение на технико-экономическое обоснование её строительства. При этом было принято решение о строительстве искусственного нижнего бассейна площадью 143,4 тыс. м<sup>2</sup> и полезным объёмом 0,86 млн м<sup>3</sup> на правом берегу Кубани. Для циркуляции воды между обратимыми гидроагрегатами и нижним водоёмом были сооружены два водовода диаметром 5 м и длиной по 230 м под руслом реки. В конце концов гидроагрегаты Зеленчукской ГАЭС были введены в эксплуатацию в декабре 2016 года.

В здании установлены 4 вертикальных гидроагрегата. Два, относящиеся к ГЭС, оборудованы радиально-осевыми турбинами мощностью по 80 МВт (работают при расчётном напоре 234 м).

Ещё два, относящиеся к ГАЭС, оборудованы радиально-осевыми насос-турбинами мощностью в турбинном режиме по 70 МВт и мощностью в насосном режиме по 78 МВт (работают на расчётном напоре 210 м).

В ходе достройки гидроаккумулирующей части станции была достроена и система каналов, тоннелей и дюкеров, по которым производится переброска части стока рек Большой Зеленчук, Маруха и Аксаут к напорно-станционному узлу.



Один из участков дюкера Зеленчукской ГАЭС

Верхний водоём Зеленчукской ГЭС-ГАЭС длиной 1250 м и шириной 400 м содержит 1,85 млн м<sup>3</sup> воды из рек Большой Зеленчук, Маруха и Аксаут. Эта вода главным образом предназначена для работы турбин ГЭС. Но её недостаточно, так как расход воды через турбины на максимальной мощности больше, чем подаётся по деривации. Поэтому в верхний водоём возвращается вода, уже прошедшая через турбины ГАЭС и накопленная в ниж-



Верхний водоём Зеленчукской ГАЭС

нем бассейне. Утром и вечером при пике потребления сбрасывается максимум воды и вырабатывается максимум электроэнергии генераторами ГЭС-ГАЭС, а ночью, когда потребление энергии падает, включаются насосы ГАЭС, и вода поступает в верхний водоём.

Максимальный уровень воды в нём относительно уровня моря достигает 983 м, а минимальный находится на отметке 977 м. Движение воды между БСР и нижним водохранилищем происходит следующим образом: через водоприёмник вода сначала попадает в две железобетонные напорные трубы (диаметр каждой по 5 м, но длина немного разная: 423,5 м и 411,7 м), уложенные в траншеи и засыпанные землёй, затем вода попадает в деривационные тоннели такого же диаметра и длиной по 2271,5 м, которые пробиты в горе. За 225 м до конца тоннелей над ними установлены уравнильные резервуары-башни (их диаметр составляет 13,4 м и высота 30,7 м). Уравнильные резервуары и деривационные тоннели соединяются вертикальными шахтами высотой 44 м и диаметром 5 м. Уровень воды в каждом резервуаре может совершать колебания в пределах 19,5 м по высоте. Задача уравнильных резервуаров - защищать напорные водоводы от гидроудара при резком закрытии направляющего аппарата турбины. В конце тоннели переходят в вертикальные шахты высотой по 130,6 м и диаметром 4,5 м. Вода из шахт далее попадает в напорные тоннели длиной по 542 м и диаметром 4,5 м, каждый из которых перед станцией имеет развилки на гидроагрегаты.



Уравнильные башни



Схема подводящих водоводов Зеленчукской ГАЭС

Основной объём выработки электроэнергии приходится на паводочно-паводковый период (с апреля по октябрь), когда работают все четыре гидроагрегата, а в зимний период (с ноября по март) забор воды из Марухи и Аксаута не производится, а из Большого Зеленчука - только сверх санитарного попуска 2,5 м<sup>3</sup>/с. В итоге; в зимний период выработка электроэнергии осуществляется в основном благодаря работе агрегатов ГАЭС.

В настоящее время Зеленчукская ГЭС-ГАЭС участвует в покрытии пиковой части нагрузки объединённой энергосистемы юга России. Установленная мощность электростанции в турбинном режиме - 300 МВт, в насосном режиме - 156 МВт, проектная среднегодовая выработка электроэнергии - 577 млн кВт·ч, в том числе в части ГЭС - 415 млн кВт·ч, в части ГАЭС - 162 млн кВт·ч.

В годы существования СССР на Северо-Западе страны для покрытия пиковых нагрузок в республиках Прибалтики и Белорусской ССР была запланирована ГАЭС мощностью 1600 МВт (8 агрегатов по 200 МВт). Предложение о создании такой станции появилось в 1962 году, решение о её строительстве было принято в 1967-м, а началом строительства стал 1978 год (детальное проектирование, включая этап технико-экономического обоснования, заняло 8 лет). В 1984 г. был забетонирован первый блок в основание здания ГАЭС, а в 1992 г. пущен первый агрегат. Таким образом, Литва получила по наследству от СССР собственную гидроаккумулирующую станцию, которая ныне называется Круонисская ГАЭС. В настоящее время на ней функционируют 4 агрегата мощностью по 200 МВт (пуск четвертого агрегата состоялся в 1998 г.).

Круонисская ГАЭС расположена в 170 км на северо-запад от Вильнюса на р. Стрева. В качестве нижнего бассейна используется ранее существовавшее Каунасское водохранилище площадью в 63,5 км<sup>2</sup>, с которым связан реверсивный канал (ширина дна 189 м,

водной поверхности 250 м, глубина 10 м). Дно верхнего бассейна расположено на абсолютной отметке 138 м, его полный объём составляет 48 млн м<sup>3</sup>, а рабочий - 41 млн м<sup>3</sup>. Минимальный уровень воды в бассейне находится отметки 140 м, а максимальный - 153,5 м (перепад до 13,5 м). Периметр бассейна 6,8 км, его площадь чуть больше 3 км<sup>2</sup>. На заполнение верхнего бассейна на полный объём четверть работавшими в насосном режиме гидроагрегатами уходит 14 часов.

Здание ГАЭС - железобетонное монолитное сооружение в нижнем бьефе длиной 188 м, шириной 70 м и высотой 50 м, имеет два машинных зала. Но четыре гидроагрегата установлены только в одном (второй машинный зал после обретения Литвой "самостоятельности" так и остался недоделанным). Каждый агрегат содержит вертикальную насос-турбину радиально-осевого типа: диаметр рабочего колеса 6,3 м, мощность в турбинном режиме 205 МВт, в насосном 217 МВт, частота вращения 150 об/мин, средний расход воды в турбинном режиме 217 м<sup>3</sup>/с, номинальный напор 100 м. Гидроагрегаты изготавливались на Ленинградском металлическом заводе, а двигатель-генераторы мощностью по 236 МВт и массой 1120 т были сделаны на Харьковском заводе "Электротяжмаш". Вода из верхнего бассейна подаётся на гидроагрегаты по четырём напорным трубопроводам длиной 840 м и внутренним диаметром 7,5 м (внешний - 8,4 м).

Круонисская ГАЭС (её КПД составляет 72%) использовалась в Литовской энергосистеме совместно с Каунасской ГЭС для покрытия пиков нагрузки (базовую нагрузку в энергосистеме обеспечивала Игналинская АЭС и группа ТЭЦ). В случае аварии в энергосистеме ГАЭС обеспечивает требуемый набор мощности на третьей минуте. Обычно Круонисская ГАЭС в плановом режиме работала всего 4 часа в сутки: в часы утреннего (9.00 - 11.00) и вечернего (19.00 - 21.00) пиков; при этом происходил автоматический пуск и останов одного или двух энергоблоков.



Круонисская ГАЭС-2

В 2003 году начались переговоры между компанией Lietuvos Energija, которому принадлежит ГАЭС, и ПАО ЕС России об установке четырех агрегатов второй очереди на станции. Стоимость проекта оценивалась в \$250 млн. Однако в электроэнергетику Литвы вмещались "зелёные" из Европы и 31 декабря 2009 года Игналинская АЭС была остановлена. С этого момента Круонисская ГАЭС стала работать самостоятельно, а Литва, лишившись собственной АЭС, из донора электроэнергии превратилась в её импортера; а стоимость электроэнергии для потребителей, естественно, подскочила. В начале 2021 года началось очередное обсуждение возможности увеличения мощности Круонисской ГАЭС путём установки пятого агрегата мощностью 110 МВт, который мог бы работать в стандартном режиме - использовать избыток электроэнергии в энергосистеме на закачку воды из нижнего бассейна в верхний и затем компенсировать недостаток электроэнергии. Осталось только ещё найти инвестора и подрядные организации...

Ещё один проект времён Советского союза строительство - создание Южно-Украинского энергетического комплекса на реке Южный Буг, в которую должны были войти три генерирующие электростанции: Южно-Украинская атомная станция, Александровская гидроэлектростанция и Ташлыкская ГАЭС. Комплекс должен был генерировать около 20 млрд кВт/ч в год. Его центральным ядром, естественно, была АЭС, на которой были установлены три энергоблока по 1000 МВт. А вот на Ташлыкскую ГАЭС возлагалась задача покрытия пиковых нагрузок при работе Южно-Украинской

АЭС в базовом режиме. Проектом на Ташлыкской ГАЭС предусматривалась установка шести обратимых агрегатов по 150 МВт в турбинном режиме (225 МВт в насосном режиме) и четырёх обычных гидроагрегатов по 250 МВт. Таким образом, общая установленная мощность ГАЭС должна была составлять 1900 МВт в генераторном режиме. И это намного больше, чем общая мощность двух генераторов Александровской ГЭС (всего 11,5 МВт).

Строительство Ташлыкская ГАЭС началось в 1981 году ещё в СССР, но первый агрегат станции был пущен только через 25 лет после начала ее строительства - 14 сентября 2006 года он заработал в насосном режиме для заполнения водохранилища ГАЭС, а 16 октября 2006 года - в генераторном режиме. В следующем году второй агрегат был пущен наоборот - сначала в генераторном режиме (21 июля), а затем - 24 июля - в насосном.

Причём второй гидроагрегат в ходе строительства станции ещё до установки был модернизирован. Всё началось с желания запастись побольше энергии, и было принято решение о поднятии максимального уровня воды в верхнем водоёме ГАЭС до отметки 103 м (увеличение на 3,5 м). В этом случае максимальный напор возрос вырос бы до 88,5 м в турбинном и до 89,5 м в насосном режимах. Но насос-турбина была уже изготовлена, поэтому была проведена её модернизация путём удлинения напорных кромок лопастей.

Действительно, в процессе работы второго агрегата в насосном режиме удалось поднять уровень воды до отметки 103 метра (первый агрегат был лишён такой возможности, но в генераторном режиме мог работать с увеличенным напором без проблем). Но при работе в этом режиме обнаружилась сильная вибрация второго гидроагрегата, которая привела к выходу из строя его направляющего аппарата. В итоге проведённой модернизации оказалось, что второй агрегат необходимо ремонтировать, причём в заводских условиях. От идеи повышенного запаса энергии пришлось отказаться, как и от первоначального плана по количеству и типу гидроагрегатов: в 2007 году было принято решение об усечении этой ГЭС-ГАЭС до "чистой" ГАЭС, отказавшись от установки обычных генераторов (четырёх по 250 МВт).

Тем не менее, были продолжены работы по монтажу третьего гидроагрегата, ввод в эксплуатацию которого был запланирован на 2011 год, но его пробный пуск состоялся только в декабре 2021 года.

В настоящее время на Ташлыкской ГАЭС работают два гидроагрегата - первый и третий.

На Украине в советские времена было принято решение о строительстве ещё одной ГАЭС, на этот раз на реке Днестр. Проект строительства Днестровской ГАЭС был утверждён в 1988 году, но строительство в те годы встречало как финансовые трудности, так и противодействие защитников природы. После того, как Украина стала отдельным государством, проект строительства станции



Установка турбины 3-го агрегата Ташлыкской ГАЭС



Панорама строительства Днестровской ГАЭС

не только был вновь утверждён, но и прошёл в 1998 году международную экспертизу швейцарской инжиниринговой компанией, которая подтвердила техническую, технологическую, экономическую и финансовую целесообразность продолжения её строительства.

С задержкой на 13 лет (декабре 2009 года) был введён в эксплуатацию первый гидроагрегат Днестровской ГАЭС, который работал в насосном и генераторном режимах для проверки проектных характеристик оборудования и режимов работы гидротехнических сооружений. Через год этот агрегат был принят уже в промышленную эксплуатацию. Второй гидроагрегат заработал в конце 2014 года, третий - летом 2016 г., четвёртый - в декабре 2021.

Установленная мощность одного гидроагрегата Днестровской ГАЭС составляет 324 МВт в турбинном режиме и 421 МВт в насосном. Диаметр рабочего колеса - 7,3 м. Турбины рассчитаны на работу при максимальном напоре равным 162 м и минимальном - 138,4 м.

Нижнее водохранилище создано плотиной Днестровской ГЭС-II, его объём составляет 70 млн м<sup>3</sup>. Верхнее водохранилище образовано насыпной дамбой и вмещает 38,8 млн м<sup>3</sup> воды. После введения в строй всех семи агрегатов по 324 МВт проектная мощность Днестровской ГАЭС в турбинном режиме составит 2268 МВт, в насосном режиме - 2947 МВт.

На этом обзор ГАЭС, строительство которых было намечено ещё во времена существования СССР, можно завершить. Однако есть вопрос: а каковы перспективы в современной России у ГАЭС? В настоящее время суммарный дефицит маневренной мощности в Европейской части России уже составляет порядка 6 ГВт. А стратегией развития электроэнергетики у нас в стране на ближайшие 15 лет предусмотрен ввод новых энергетических мощностей в объёме около 20 ГВт. Причём доля атомной генерации в общем производстве электроэнергии в соответствии с энергетической стратегией России будет расти и составит почти четверть. Мировой опыт говорит о том, что доля маневренных мощностей должна составлять около 25 % от общей установленной мощности, а из того, что планируемая к вводу мощность располагается преимущественно в Европейской части России, следует, что ежегодно здесь следует вводить не менее 1 ГВт гидроаккумулирующих мощностей.

В связи с этим, уже осуществляется выбор площадок для возможного строительства ГАЭС и выбор их параметров. В список ГАЭС, планируемых к строительству до 2042 года, вошло пять станций: Загорская ГАЭС-2 (Московская область), Лабинская ГАЭС (Краснодарский край), Балаклавская ГАЭС (Севастополь), Приморская ГАЭС (Приморский край) и Ленинградская ГАЭС (Ленобласть). Рассматривается возможность строительства и других станций, например, Тверской ГАЭС, Волгоградской ГАЭС.

Да и на востоке нашей страны существует необходимость создания ГАЭС, например, на Сахалине, где энергосистема изолирована и лишена возможности использовать регулирование, связанное с широтными перетоками мощности. На острове находятся два мощных источника электроэнергии. Во-первых, это Сахалинская ГРЭС-2 - блочная конденсационная паротурбинная электростанция с двумя энергоблоками мощностью по 60 МВт (установленная мощность 120 МВт). На станции возможна установка дополнительных энергоблоков и доведения установленной мощности до 360 МВт.



**Панорама Сахалинской ГРЭС-2**

И, во-вторых, Южно-Сахалинская ТЭЦ-1 мощностью 225 МВт. Остальную энергию вырабатывают мелкие электростанции. Проблема заключается в том, что даже при условии разгрузки ГРЭС и ТЭЦ до технического минимума во время ночного снижения нагрузки возникает избыток генерирующей мощности, и энергетики вынуждены ежесуточно останавливать и вновь включать в работу турбоагрегат ГРЭС. Это снижает не только экономичность работы ГРЭС, но и надежность, что повышает вероятность аварийного выхода турбоагрегатов из строя, сокращает их технический ресурс. Именно по этой причине в апреле 2022 года при отключении турбогенератора второго энергоблока турбинного отделения возник пожар.



**Пожар на Сахалинской ГРЭС-2**

И только строительство Сахалинской ГАЭС позволит тепловым электростанциям перейти из полупикового режима работы в базовый и обеспечить безаварийную работу.

И в заключении о планах строительства Ленинградской ГАЭС, которую должны были построить на реке Шапша еще в конце 1980-х годов. Даже была начата подготовка к строительству, но из-



**План Ленинградской ГАЭС**

за ухудшения экономической и политической ситуации в стране в начале 1990-х работы были прекращены. В декабре 2007 года, после внесения объекта в перспективную программу развития гидроэнергетики РФ до 2020 года, к проекту снова вернулись: ожидалось, что первые два агрегата будут введены в строй в 2020 году, остальные шесть - в 2022 году. Но в 2017 году план опять положили "под сукно". Тем не менее, специалисты "РусГидро" считают, что: "Учитывая, что в России развивается малопредсказуемая в части режима выработки солнечная и ветровая генерация, а также маломаневренная атомная генерация, строительство новых ГАЭС очень актуально. Проект Ленинградской ГАЭС является наиболее проработанным и востребованным с точки зрения потребностей энергосистемы". Вполне возможно, что на этот раз этой ГАЭС повезёт.

Таким образом, за гидроаккумулирующими станциями большое будущее. Как у больших, так и у малых, таких как у самой маломощной в мире ГАЭС, которая установлена в одном из многоквартирных домов города Аррас, что во Франции. Верхний "водоём" - открытый резервуар на крыше площадью 200 м<sup>2</sup>. Нижний "водоём" - пять пластиковых цистерн по 10 м<sup>3</sup> в подвале здания. Вода, поступая с крыши по трубе, приводит в действие ковшовую турбину Пелтона мощностью 450 Вт. Напор - 30 метров. За один цикл вырабатывается 3,5 кВт·ч электроэнергии, которая идёт на поддержку работы электрического аккумулятора, продлевая срок его службы на 1000 циклов. Наверх вода подаётся многоступенчатым насосом мощностью 1,5 кВт. Энергия, необходимая для работы насоса, поступает от солнечных батарей и ветровых турбин, установленных на этой же крыше.



**Крыша домашней ГАЭС**

(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 - 3-2025)

Если в какой-то стране появляются новинки в танкостроении, то через какое-то время они (новинки) в той или иной форме оказываются и на танках других держав. И чаще всего уже тут конструкторы-танкостроители постараются создать что-нибудь ещё лучше. Всё зависит от опыта, знаний, уровня промышленного развития страны, наличия необходимого финансирования и т.д. Поэтому в интервале одного десятилетия у всех ведущих танкостроительных фирм все новые идеи проходят проверку и в случае успеха - внедрение. Появление новых средств поражения у одних приводит к созданию новых средств защиты у других, и наоборот. И так по кругу или по спирали. И в конце концов на вооружение принимаются машины с определённым уровнем ПТХ, которые затем улучшаются до уровня таких у противника, сначала через модернизацию, а при исчерпании её резервов - через создание новой машины. Кто-то вырывается вперёд, затем его обходят другие, спустя какое-то время он снова в лидерах. И так продолжается с момента появления первого в мире танка. Иногда бывает так, что у одних из заводских ворот уже выходит новая машина с высочайшими характеристиками, а у других даже в ТЗ сразу заложено отставание. Опять же всё это зависит от уровня развития страны и наличия танкостроительного опыта или, можно сказать, школы.

В связи с этим интересен опыт танкостроения в Южно-Африканской Республике, которая после Первой мировой войны закупила лёгкий танк Medium Mark A Whippet в единственном экземпляре, а после Второй мировой войны, ещё будучи колонией Великобритании, приобрела в 1953 году 87 танков Centurion Mk3 и 116 танков Centurion Mk5 (О создании



Centurion Mk3

этих танков см. "Двигатель" № 3 за 2018 г.).

После обретения независимости в 1961 году военные озадачились укреплением своих вооружённых сил, и начали они с закупки у французов истребителей Mirage III. А для закупки самолётов деньги выручили от продажи 100 английских танков Centurion, которые закупила Швейцария. Но, как показали последующие учения, это был поспешный шаг: без танков сухопутным войскам на поле боя пришлось бы туго. Встала задача закупки новых танков, да вот незадача - в 1964 году ООН приняла резолюцию об эмбарго на поставку вооружений в эту страну. Но запасные части под эмбарго не попали, поэтому, когда оригинальные британские двигатели Rolls Royce Meteor V12 (мощностью 650 л.с.), не способные работать в жарком климате Южной Африки, достали танкистов, были приобретены двигатели у американской компании General Motors. Но и эти двигатели не выдерживали, а ремонтировать их по гарантии компания не хотела и поэтому в 1973 году отказалась от их обслуживания и дальнейших поставок.

В тот же год были приобретены американские (компания Continental Motors) дизельные двигатели V12 Continental AV1790 мощностью 750 л.с., которые для их проверки первоначально бы-

ли установлены на восьми танках Centurion, получившие название Skokiaan. Доработка прошла условно "успешно", т.к. двигатели удалось вставить в корпус, но они оказались прожорливыми, и топлива в баках хватало только на 40 км по полю. Работы по совершенствованию танка продолжились: топливный бак увеличили до 1400 литров дизельного топлива, система управления огнём получила новый блок управления пушкой от компании Margoni South Africa, а в трансмиссии применили новую тормозную систему. В этот вариант, получивший название Semel, к концу 1974 года компания Olifant Manufacturing Company (ОМС) переоборудовала 35 танков Centurion.

Однако этого было недостаточно, так как военно-политическая обстановка диктовала необходимость дальнейшего усиления танковой составляющей вооружённых сил. Поэтому поиск новых вариантов модернизации был продолжен. Появился совместный проект двух компаний RMSCOR и ОМС под названием Olifant. Сначала в 1976 году был сделан первый прототип, на следующий год изготовили второй, а ещё годом позже третий.

Но дальше модернизировать было почти нечего, поэтому пришлось в условиях эмбарго искать по всему свету тех, кто мог бы продать что-то, похожее на Centurion. И нашли в Иордании в разной степени укомплектованности 200 машин в модификации Mk3.

При разработке варианта модернизации танка, получившего наименование по названию проекта - Olifant с индексом Mk.1, был использован израильский опыт. Вполне возможно, что с этим опытом в создании южноафриканского танка непосредственно участвовали специалисты, построившие на базе английского танка Centurion израильский Sho't ("Шот").



Израильский танк Sho't



Centurion Mk5



Olifant Mk.1

Израильяне помогли и с поставками необходимых комплектующих: американских дизельного двигателя V12 AVDS-1750 мощностью 750 л.с. и автоматическую двухступенчатую трансмиссию. Одновременно была увеличена ёмкость топливного бака; теперь топлива хватало на 350 км при движении по шоссе (240 км на пересечённой местности). После проведённых испытаний прототипов и принятия в 1978 году танка на вооружение, с 1979 года началась модернизация закупленных в Иордании машин. К 1984 году было модернизировано 153 машины, они поступили в войска, но через какое-то время военные поняли, что этот вариант модернизации их совершенно не устраивает. И виноватыми в этом оказались танки Т-55, попавшие в руки военных ЮАР. Подвела и броня, и слабое вооружение танка Olifant Mk.1: броня не выдерживала выстрелов Т-55, а 85-мм пушка, соответственно, не могла пробить корпус и башню советской машины.

Начался новый этап модернизации, и прежде всего была установлена новая 105-мм пушка GT3В (южно-африканского изготовления английская пушка L7, попавшая в ЮАР через Израиль). Управление башней осуществлялось при помощи электрического привода; башня совершала полный разворот за 26 секунд. Орудие получило новый двухплоскостной стабилизатор.

Передний верхний броневой лист танка, установленный под углом 60 градусов, имел 188-мм толщину; у башни лоб имел толщину 152 мм, борта - по 51 мм, а корма - 30 мм. Экипаж состоял из 4 человек - командира, наводчика, заряжающего и механика-водителя.

Снаряды тоже имели израильские корни: подкалиберные снаряды L52 и кумулятивные снаряды M456, которые пробивали 420 мм катанную гомогенную броню на любой дистанции выстрела. В 1987 году боезапас пополнился подкалиберным снарядом M111, имеющим начальную скорость равную 1455 м/с. Немного позже на вооружение попал трассирующий бронебойный подкалиберный снаряд с отделяющимся поддоном с (APFSDS-T), который мог пробить 580-мм гомогенную броню. Запас снарядов состоял из 72 боеприпасов разных типов.

Вспомогательное вооружение - два 7,62-мм пулемёта: один стационарный, другой на командирской башенке; и к ним 5600 патронов в 28 пулеметных лентах.

В систему управления огнем местные инженеры внесли изменения: вместо прицела с 6-кратным увеличением установили прицел Elorfito с 8-кратным увеличением и лазерным дальномером. Дополнительно был введён в систему ночной прицел и заменён электронный баллистический вычислитель. Командир и механик-водитель также получили приборы ночного виденья.

Танк получил название Olifant Mk1A, его масса увеличилась на 5 тонн, но двигатель позволял разогнаться до 45 км/ч по шоссе (30 км/ч по бездорожью). Кстати, его можно было заменить за 30 минут.



Olifant Mk.1A

Можно было бы почитать на лаврах, но в конце 80-х годов (1987 - 1988) танки Olifant Mk1A не совсем удачно встретились на поле боя с ангольскими (кубинскими) Т-55 и Т-62. Было решено провести очередную модернизацию танка, и этот вариант стал именоваться Olifant Mk1B. Вообще говоря, работы по созданию нового модернизированного танка начались ещё в 1985 году, но события заставили ускорить конструкторские работы, и в 1990 го-

ду они были завершены. На вооружение доработанные танки стали поступать в 1991 году.

Этот вариант модернизации предусматривал усиление бронезащиты башни и корпуса во всех проекциях, а также шасси плоскими навесными экранами. Установка дополнительной брони позволила лучше сбалансировать башню так, что для её разворота теперь потребовались меньшие усилия.

Двигатель форсировали до 940 л.с. и установили новую автоматическую трансмиссию, имеющую четыре скорости вперед и две назад. Этой мощности двигателя было достаточно для увеличения максимальной скорости движения танка по шоссе до 58 км/ч. И это несмотря на рост массы с 56 до 58 т, так как удельная мощность подросла с 13,4 л.с./т (у Olifant Mk1A) до 16,2 л.с./т. Установка нового силового блока (двигатель плюс трансмиссия) потребовало увеличить длину танка на 20 см относительно корпуса Olifant Mk1A.

Ходовая часть претерпела значительные изменения: теперь использовалась индивидуальная торсионная подвеска опорных катков, у которых динамический ход стал равен 290 мм и полный - 435 мм, что улучшило проходимость танка. Дополнительно на всех узлах подвески были установлены гидроупоры, а на крайних (первом и втором, пятом и шестом) узлах - ещё и гидравлические амортизаторы.

В СУО ввели новый баллистический вычислитель, а у наводчика прицел заменили на перископический со стабилизированной линией визирования и встроенным лазерным дальномером. На ствол пушки установили теплоизоляционный кожух из стеклопластика. Башня была спроектирована на возможную в будущем установку 120-мм (и даже 140-мм) гладкоствольной пушки. Приводы разворота башни и наведения пушки по углу места стали электрическими. Итогом стало резкое улучшение подвижности, огневой мощи, защищенности и ремонтпригодности танка.



Olifant Mk.1B

В конце прошлого века в танковых подразделениях вооружённых сил ЮАР числилось 172 танка "Олифант 1А/1В", ещё 120 танков находилось на хранении.

На базе шасси танка Olifant была создана ремонтно-эвакуационная машина Olifant Mk.1 ARV. Её первый прототип был готов в 1979 году, а два других - в 1984 году. Эти машины в основном предназначались для эвакуации поврежденных танков с поля боя. Для этого они имели лебёдку с тросом, способные развивать усилие 120 тс. Установленный сзади бульдозерный отвал использовался для обеспечения дополнительного упора. На правой части корпуса имелся экскаваторный ковш. Экипаж БРЭМ состоял из четырёх человек. Всего на вооружении состояло 14 ремонтно-эвакуационных машин.

Но ещё до начала переоборудования танков в вариант Olifant Mk1B компанией ОМС были начаты работы по программе "Loggim" - созданию нового танка TTD (Tank Technology Demonstrator). Проектирование началось 1983 году, но пока

БРЭМ Olifant Mk.1 ARV



конструкторы работали над ТТД изменилась военно-политическая обстановка - закончились пограничные столкновения, что неминуемо привело к сокращению оборонного бюджета, в том числе и к урезанию в 1989 году бюджета и по этой программе. На оставшиеся средства было принято решение о создании демонстрационного образца в расчёте на то, что этот танк всё же будет принят на вооружение и позволит заменить все Olifant Mk1A и Mk1B, так как армии требовалось почти 300 более совершенных машин.

Но о танке ТТД и созданном на его основе танке Olifant Mk2 поговорим немного позже - после того, как познакомимся с западногерманской машиной Леопард-2, так как в их конструировании были учтены особенности этой немецкой машины (это как раз тот случай, когда использовался опыт и достижения танкостроителей других стран).

А теперь, поскольку перед этим речь шла о южноафриканском танке Olifant, имеющим английские корни танка Centurion, то вполне резонно перенестись на британские острова и обратить внимание на разрабатываемый там практически в то же самое время танк Challenger 1 (FV 4030/4).

Можно сказать, что разработка этого танка началась в 1972 (1077) году, когда фирмой Vickers Defence Systems и научно-исследовательским центром MVEE из танка Chieftain Mk.5(P) путём его модернизации была предпринята попытка создать для Ирана экспортный танк Shir в двух вариантах: Shir-1 (FV 4030/2) и Shir-2 (FV 4030/3).

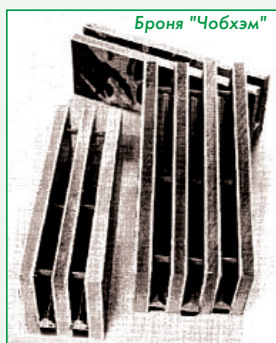
Однако попытка - она и есть попытка: Иран после революции в 1979 году и свержения шаха контракт аннулировал. Разработчики для того, чтобы не пропал труд даром, конструкцию дорабо-

Shir-2



тали. В окончательном виде получилась классическая компоновка, в которой механик-водитель полулежа находился в отделении управления. В боевом отделении места командира танка и наводчика находились справа от пушки, а заряжающего - слева.

Что касается броневой защиты, то следует отметить, что Challenger 1 стал первой серийной машиной, в которой применена комбинированная преграда типа "Чобхэм", состоящая из трех слоев "Сталь-керамика-сталь". Изучение свойств такой брони впервые были осуществлены в 60-х годах в экспериментах на опытной машине FV4211 ("Aluminium Chieftain"). Здесь на лоб и борта корпуса из алюминиевого сплава дополнительно установили



Броня "Чобхэм"

FV4211 ("Aluminium Chieftain")



модули, каждый из которых являлся пакетом из нескольких элементов (двух, трёх, четырёх), состоящих из двух алюминиевых пластин с керамическим материалом между ними. Каждый элемент отделён от соседнего воздушной прослойкой.

В конструкции брони "Чобхэм" для Challenger 1 алюминий заменили на сталь. Корпус и башня танка Challenger 1 сварные, с многослойной лобовой броней. Отдельные элементы корпуса и башни в единое целое соединяли с помощью сварки. Кстати, была попытка сделать лобовые элементы брони из стали, а боковые из алюминия, но в местах сварки разнородных материалов возникали трещины, и поэтому всю броню сделали из стали. Днищу корпуса придали V-образную форму для ослабления воздействия ударной волны при подрыве противотанковой мины. В центральной части верхней лобовой детали корпуса, где находится механик-водитель, толщина брони уменьшена для обеспечения необходимого угла обзора и уменьшения зоны пространства перед машиной, не просматриваемого водителем. Большой угол наклона лобовых листов брони повышал защиту от противотанковых средств, в том числе и кумулятивных выстрелов.

Защита бортов корпуса и ходовой усилена стальными четырехсекционными противоккумулятивными экранами.

Первоначально было изготовлено семь машин для проведения испытаний, в ходе которых было пройдено более 100 000 км. Одновременно с проверкой надежности проводилась оценка ремонтпригодности. Завершились испытания в октябре 1982 г. с имитацией четырехсуточных непрерывных боевых действий, которые машины также выдержали и были приняты на вооружение.

Один из Challenger 1 первой серии



Производство Challenger 1 началось в 1983 году и уже в 1990-м завершилось. Всего было собрано порядка 420 танков. За время эксплуатации этих машин в вооружённых силах Великобритании они поучаствовали в войне в Персидском заливе, а также в середине девяностых применялись в ходе миротворческих миссий в Боснии и Герцеговине. Танки были сняты с вооружения в 2001 году (с заменой на Challenger 2), но вместо направления на базы хранения были проданы в Иорданию, причём практически все.

Основным вооружением танка Challenger 1 является 120-мм нарезная пушка L11A5 с укороченным стволом в сравнении с ору-

дием танка *Chieftain*. Благодаря этому была облегчена двухплоскостная стабилизация орудия электромеханической системой при движении по полю боя. Для сохранения высокой скорости снаряда на срезе ствола, его изготовили из стали, полученной методом электрошлакового переплава, что позволило поднять максимальное давление в канале ствола до 630 МПа. Орудие снабжено эжектором, системой измерения кривизны ствола и укрыто термозащитным кожухом.

Боекомплект раздельного заряжания состоял из 34 бронебойных подкалиберных снарядов, 15 бронебойно-фугасных и пяти дымовых, которые размещались в отделении управления и в боевом отделении. Боекомплект хранился в бронированных укладках-контейнерах, окруженных рубашкой со специальной жидкостью. Это должно было снизить вероятность возгорания и детонации боеприпасов при попадании снаряда противника в район их размещения. Дополнительно пороховые заряды боекомплекта размещались ниже погона башни, что снижало вероятность их поражения.

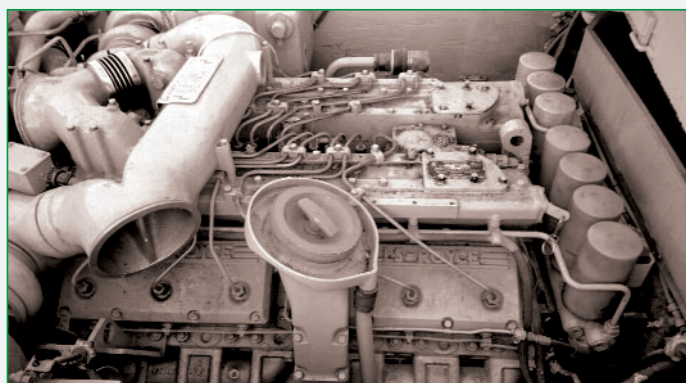
Наведение пушки и разворот башни осуществлялся электрическими приводами, а в случае их отказа использовались механические. Максимальная скорость разворота башни составляла 24 °/с, а наведения пушки в вертикальной плоскости (в пределах от -10° до +20°) - 6 °/с.

Наведение пушки на цель обеспечивалось автоматизированной системой управления огнем, в которую входил электронный баллистический вычислитель с лазерным прицелом-дальномером. В баллистическом вычислителе определяются данные для стрельбы с учетом дальности до цели и её угловой скорости движения с учётом угла крена цапфы орудия танка, скорости ветра, атмосферного давления и температуры воздуха.

У наводчика находились дневные прицелы: перископический с десятикратным увеличением и вспомогательный телескопический, а также ночной тепловизионный прицел. У командира находится стабилизированный прицел, связанный с прицелом наводчика. Командир может взять управление оружием на себя и самостоятельно вести огонь по выбранной цели как из пушки, так и спаренного пулемёта.

Танк вооружен также двумя 7,62-мм пулеметами, один из которых - L8A2 - спарен с пушкой, а второй - L37A2 - установлен над люком командирской башенки и используется в качестве зенитного. Запас патронов на оба пулемёта - 4000 штук.

В качестве основного двигателя используется 12-цилиндровый V-образный четырехтактный дизель с турбонаддувом Condor мощностью 1200 л.с. фирмы Perkins.



Слева от основного двигателя установлен вспомогательный дизель Coventry Climax H30 мощностью 37 л.с., предназначенный для привода электрогенератора, запуска основного двигателя, подзарядки и прогрева аккумуляторных батарей. Оба двигателя имеют общую жидкостную систему охлаждения, обеспечивающую надежную работу моторов при температуре окружающего воздуха до 52 °С. При боевой массе танка равной 62 тоннам этот дизель разгонял машину до 56 км/ч.

В танке Challenger 1 применена автоматическая гидромеханическая трансмиссия TN37 с гидрообъемной передачей в приво-

де механизма поворота, позволяющая плавно регулировать радиус поворота. Планетарная коробка передач обеспечивает четыре передачи переднего хода и три - заднего.

Моторно-трансмиссионная установка танка массой 5,49 т выполнена в виде единого блока. Для его замены в полевых условиях требуется 45 минут.



В ходовой танка используется нерегулируемая поршневая гидропневматическая подвеска, обеспечивающая без изменения клиренса или дифферента танка динамический ход катка 340 мм (у предшественника - танка *Chieftain* - всего 159 мм). С каждого борта установлено по шесть сдвоенных опорных и по три поддерживающих катка. Опорные катки обрезиненные, с алюминиевыми дисками и стальными ступицам. Ведущее колесо заднего расположения со съёмными зубчатыми венцами цевочного зацепления; направляющее колесо, соответственно, расположено впереди.

По сторонам от моторно-трансмиссионного блока установлены протектированные топливные баки из синтетической резины с толщиной стенок 11,5 мм, в которые помещаются 1592 литра дизельного топлива.

Напомним, что серийное производство танков Challenger 1 началось в 1983 году, и к 1989 было изготовлено 420 машин.

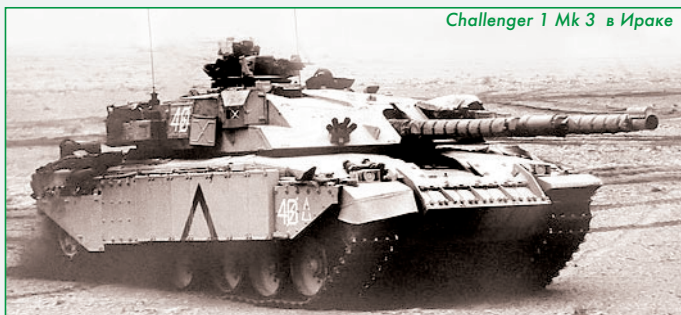
В ходе их производства машина была несколько раз модифицирована, так на базовом варианте Challenger 1 Mk 1 появился ночной тепловизионный прицел TOGS, производство которого к началу выпуска танка не было налажено, но было предусмотрено место под его установку.

Основное изменение в следующей модификации - Challenger 1 Mk 2 - установка двух дополнительных 200-литровых наружных топливных бочек на кормовом листе корпуса, для увеличения пробега без дозаправки танка до 450 км.



Следующая модернизация Challenger 1 из Mk 2 в Mk 3 заключалась в установке дополнительной активной и 10-мм пассивной броневой защиты лба и бортов корпуса. В результате корпус получил эквивалент по стойкости от 120-мм цельнокорпусного броневое подкалиберного снаряда до 600 мм, а от 120-мм кумулятивного снаряда с моноблочной боевой частью - до 800 мм. У башни максимальные значения составляли 620 и 1120 мм, соответственно.

Именно танк Challenger 1 Mk 3 принял участие в войне 1991 года против Ирака, причём в боекомплект пушки включили новые подкалиберные снаряды из обеднённого урана, которые хоть и ограничено, но были применены.



Challenger 1 Mk 3 в Ираке

Кроме боевых танков для подготовки механиков-водителей были выпущены учебно-тренировочные машины (СТТ), на которых вместо башни смонтировали неподвижную рубку с остеклением. В ней у инструктора имелась панель таких же приборов, как в отделении управления, и монитор от видеокамеры для слежения за действиями водителя. Инструктор случае необходимости мог только остановить танк. В рубке также находились четыре курсанта. Всего было изготовлено 17 машин Challenger 1 СТТ.



Challenger 1 СТТ

И, конечно, на базе танка Challenger 1 была изготовлена БРЭМ Challenger Armored Repair and Recovery Vehicle (CR ARRВ). В передней части машины размещалась основная гидравлическая лебедка с тяговым усилием 51 тс. Поворотный кран с телескопической стрелой, установленный на левой стороне корпуса, мог поднимать силовую установку танка Challenger I в сборе. Бульдозерный отвал использовался как по прямому назначению, так и в качестве дополнительной опоры при работе крана и лебёдки. CR ARRВ мог буксировать танки массой до 68 т со скоростью до 30 км/ч. Внутри корпуса размещалось сварочное оборудование, воздушный компрессор и инструменты.



Challenger ARRВ

В качестве оборонительного вооружения на БРЭМ установлен 7,62-мм пулемет, управляемый из машины. В экипаж машины входило пять человек. Ещё можно было прихватить двух специалистов, для которых были предусмотрены дополнительные места. Всего было изготовлено CR ARRВ в количестве 81 машины.

В Англии компанией Marconi была разработана система зенитного вооружения Marksman, состоящая из башни, радара Marconi Series 400 и двух швейцарских 35-мм автоматических пушек Oerlikon. Эта система предназначалась для уничтожения воздушных целей, летящих со скоростью до 400 м/с на высотах до 4000 м. Темп стрельбы на оба ствола составлял 550 выстр./мин при боекомплекте всего 500 выстрелов.

В 1985 году башню системы Marksman установили сначала на шасси танка Centurion, а затем её установили на корпус Challenger 1, при этом потребовалась установка адаптационного кольца. После монтажа танк с системой Marksman отправили на полигон для испытаний, которые подтвердили работоспособность ЗСУ: радар обнаруживал воздушные цели, а система наведения пушек обеспечивала необходимую скорость и точность.



ЗСУ Challenger Marksman

В том же году было использовано второе шасси танка Challenger 1 для испытаний ЗСУ на надёжность, которые также прошли успешно. Но на вооружение она так и не была принята.

Танки Challenger 1 были сняты с вооружения в конце 2000 года, т.е. служба этих боевых машин в британской армии была недолгой. Кроме того, незадолго до этого события, в конце 1999 года, начались поставки танков Challenger 1 в Иорданию, где эти машины получили название Al Hussein. Первоначально планировалось поставить 288 танков, а более 100 оставить для переделки в инженерные машины. Однако эти планы были пересмотрены, и иорданская армия получила практически все танки этого типа, включая и 15 учебных машин. Но имя Challenger не исчезло, оно с индексом "2" послужило названием британского танка следующего поколения.

А теперь переплывём через Ламанш и посмотрим, что в это время делали французские танкостроители. А они, увидев, что их танк AMX-30, созданный в 1960-х годах, довольно успешно поставляется на экспорт (в Катар, Саудовскую Аравию, Венесуэлу, Объединенные Арабские Эмираты, Чили, Кипр, Грецию и Испанию) главным образом благодаря подвижности, но через два десятка перестал соответствовать требованиям военных, решили на его основе разработать новую машину. Причём разработчик - компания GIAT - делала именно экспортную машину, не предназначенную для внутреннего потребления. Упор делался на то, что этот танк должен стать дешёвой альтернативой американскому M1 Abrams, британскому Challenger 1 и немецкому Leopard 2, которые в это время заканчивали испытания и принимались на вооружение.

Взяв за основу вариант AMX-30B2 конструкторы из GIAT в 1975 году приступили к работе над экспортным танком под названием AMX-32. На танке усилили защищённость путём применения разнесённой сварной брони. Корпус сварной из броневых листов, расположенных под большими углами наклона и прикрытых композитными плитами. Башня танка сварная из катаных броневых листов, прикрытых пластинами из стали разной твердости, что должно было повысить устойчивость как от кинетических снарядов

дов, так и кумулятивных. Борт корпуса и ходовая часть прикрывалась стальными экранами.

В качестве основного вооружения предусматривалась установка либо нарезной 105-мм пушки CN 105 F1, либо 120-мм гладкоствольная пушка CN 120-25. Слева от ствола основной пушки была установлена спаренная автоматическая малокалиберная 20-мм пушка M693. Если углы наведения пушки лежали в пределах -8...+20 градусов), то у 20-мм была возможность вести огонь под углом до 40 градусов. На крыше башни на люке командира установлен зенитный 7,62-мм пулемет AAN F1.

Боекомплект 105-мм пушки состоял из 47 выстрелов, боеприпасы такие же, как и у танка AMX-30. А вот к 120-мм пушке подошли боеприпасы, разработанные для немецкой 120-мм пушки Rh-V-120 компании Rheinmetall AG. Входящие в её боекомплект бронебойные подкалиберные снаряды с отделяющимся поддоном имели начальную скорость 1630 м/с, кумулятивные - 1630 м/с и осколочно-фугасные - 1050 м/с. Боекомплект пушки из 38 выстрелов находился в башне (17 шт.) и в передней части корпуса справа от механика-водителя (21). Пушка снабжена механизмом заряжания, обеспечивающая скорострельность до 8 выстрелов в минуту. На стволе находится теплозащитный кожух. Боекомплект 20-мм пушки состоял из 480 снарядов, а 7,62-мм пулемёта - 2150 патронов.



AMX-32/105

Поворот башни и подъём орудия приводился в действие электрогидравлическими приводами. Главным недостатком танка было отсутствие стабилизации орудия, что не позволяло вести точный огонь на ходу. Основное орудие стабилизировалось только с помощью сервоуправления на основе данных, поступающих от стабилизированной зеркальной головки панорамного прицела командира M527.

В систему управления огнём COTAS входил цифровой баллистический вычислитель, приборы наблюдения и наведения, а также лазерный дальномер APX M550.

Для наблюдения за полем боя в ночное время рядом с 20-мм пушкой была установлена телевизионная камера ночного видения Thomson CSF DIVT-13, способная различать объекты на расстоянии до 1200 м. Изображение выводилось на телевизионные мониторы, установленные у командира и наводчика.

AMX-32 оснащался многотопливным дизельным двигателем Hispano-Suiza HS-110 мощностью 720 л.с или Hispano-Suiza HS-110-2-SR мощностью 800 л.с. с двумя турбонагнетателями Holset и интеркулером. На воздухоочистителе была установлена система автоматического удаления пыли (для покупателей из стран с преимущественно песчаным грунтом). Двигатель соединен с автоматической коробкой передач SESM Minerva ENC 200 с пятью передачами вперед и одной назад. На AMX-32 можно было установить два типа трансмиссий: механическую, как на AMX-30, или гидромеханическую EMC 200, как на AMX-30B2. Двигатель HS 110-52 позволял развивать по шоссе скорость 65 км/ч, а по бездорожью - 45 км/ч. Подвеска танка от AMX-30 осталась практически без изменений: индивидуальная торсионная с телескопическими амортизаторами и гидравлическими упорами. Двигатель HS-110-2-SR позволял развивать по шоссе скорость 65 км/ч. При установке специальных приспособлений танк мог преодолевать водные препятствия глубиной до 4 м.

Всего было изготовлено 6 прототипов. Конструкторы для танка со 105-мм пушкой попробовали два варианта её маски - полукруглую и плоскую. А у танка со 120-мм пушкой была изменена форма передней части корпуса и башни для улучшения баллистической защиты. Масса первых прототипов AMX-32 со 105-мм пушкой составляла 38 тонн, а со 120-мм увеличилась до 40 тонн из-за усиления бронезащиты. Этот прототип получил название AMX-32P2.



AMX-32/120

Танк представлялся на различных выставках, но покупателей так и не нашёл.

Но руководство компании GIAT в 1980 году решило возобновить работу по созданию нового экспортного варианта танка, которому дали название AMX-40. Предполагалось, что танк будет разрабатываться практически с чистого листа, хотя кое-что из новых идей было взято от AMX-32P2.

Как и на AMX-32 броня имела композитную структуру, но дополнительно она была усилена, вероятно такой же композитной бронёй. Конечно, она стала мощнее, поскольку масса танка увеличилась на 1,7 тонны относительно AMX-32P2 и достигла 43,7 тонн. Способствовало росту массы и то, что для установки нового двигателя пришлось удлинить корпус и добавить по шестому катку на борт.

В башне стояла та же самая 120-мм гладкоствольная пушка GIAT G1 к которой в башне находилось 40 снарядов. Также в башне сохранилась малокалиберная 20-мм пушка M693 с запасом 578 выстрелов. Зенитный пулемёт калибра 7,62 мм также остался прежним - AAN F1. Видимо по инерции, для снижения стоимости и на этот танк так и не установили двухступенного стабилизатора орудия, но зато были улучшены системы наведения и управления огнём, которые позволяли с первого выстрела с 90-процентной вероятностью попасть в неподвижную цель, находящуюся на дистанции 2000 м.



AMX-40

Увеличенную массу для сохранения подвижности с лихвой компенсировали более мощным двигателем: теперь это стал дизельный двигатель Ronaud V12X мощностью 1100 л.с., который обеспечивал максимальную скорость 70 км/ч на шоссе. Поставили и новую автоматическую трансмиссию ZF LSG 3000, в итоге - четыре скорости вперёд и две назад. Запас хода по шоссе на дизельном топливе, находящемся во внутренних баках, составлял 600 км, а при установке двух навесных 200-литровых бочек - 850 км.

АМХ-40, вид сзади

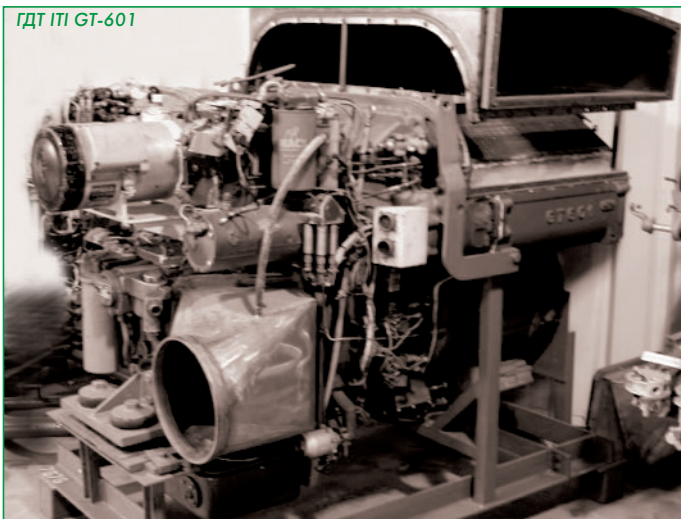


Было построено 4 опытных образца танка АМХ-40 (первый в 1983 году, второй и третий в 1984, четвёртый АМХ-40Е4 в 1985), которые использовались для испытаний и демонстраций покупателям. Но, несмотря на хорошие характеристики, АМХ-40 не смог заинтересовать потенциальных заказчиков. Поэтому было принято решение об остановке всех работ по этому проекту. Может быть и зря, ведь спустя 15 лет британцам удалось продать свои, уже снятые с вооружения танки Challenger 1. Может быть французы запресли многовато...

Тем не менее, некоторые наработки по этим машинам помогли при создании перспективного танка Leclerc. Тем более, что французские танкостроители продолжали отдельные эксперименты над повышением подвижности и защищённости АМХ-30В2.

Например, в 1987 году в США на одном из военных полигонах были проведены испытания танка АМХ-30В2 с установленным газотурбинным двигателем ITI GT-601. Этот двигатель, разработанный консорциумом Industrial Turbines International (ITI) и немецкой Klockner-Humboldt-Deutz AG (KHD) развивал тягу порядка 550...750 л.с. Этот двигатель получился больше и тяжелее дизельного, да и топлива потреблял больше, но для корректного сравнения необходимо брать дизельный двигатель такой же мощности, а испытания проводить в одинаковых условиях.

ГДТ ITI GT-601



Для удовлетворения пожелания одного из потенциальных заказчиков по усилению защищённости был проведён предварительный расчёт дополнительного бронирования лба корпуса и башни. Согласно расчётам, масса танка приближалась к 50 тоннам, но до постройки прототипа дело так и не дошло, всё опять упёрлось в цену.

И последней попыткой сделать что-то, что всё-таки кто-то купит, была установка в АМХ-30В2 СУО с двухкоординатным стабилизатором орудия для обеспечения возможности ведения огня с ходу. Поставили и новый, более мощный двигатель Hispano-Suiza HS-110-2 мощностью 850 л.с. с автоматической трансмиссией ZF LSG 3000.

Этот прототип был изготовлен в 1990, но и его судьба оказалась такой же незавидной.

А теперь перенесёмся в страну, площадь которой в 15 раз больше территории Франции, а населения больше в 20 раз - Китай. В предыдущих статьях о танкостроении в этой стране речь шла о танке Туре 69, который разрабатывался китайскими специалистами самостоятельно, и ко времени поступления в войска уже отставал по ТТХ и советским танкам, и западным. Причин много, одна из них - разрыв всех отношений с СССР. Но, как говорится, свято место пусто не бывает: западные компании устремились в Китай, предлагая, прежде всего, отдельные компоненты СУО, вооружения, силовых установок и т.д. Поэтому, с 1981 года, опираясь на зарубежную помощь, начались конструкторские работы по совершенствованию предыдущей машины - Туре 69-II.

Бронирование осталось без изменений, но по периметру башни установили решётчатые экраны. Убрал курсовой пулемёт, сделали верхний лобовой лист корпуса монолитным, а для дальнейшего усиления защищённости на него установили систему динамической защиты. Толщина броневых листов лба корпуса имела толщину 97 мм, толщина брони бортов корпуса колебалась от 20 мм до 79. У башни толщина была гораздо больше: лоб имел 200 мм, борта - 150 мм, а крыша - 20 мм. Ходовую часть дополнительно прикрыли 5-секционными резиноканевыми экранами. В итоге масса танка составила 37,5 тонн.

Качественно изменилось основное вооружение: вместо 100-мм гладкоствольной пушки установили 105-мм нарезное орудие: собственного изготовления британскую пушку Royal Ordnance L7A3. Пушка имела стабилизацию в обеих плоскостях, но без автомата заряжания. В боекомплект входили 44 выстрела из бронебойно-подкалиберных, кумулятивных и фугасных снарядов. Поскольку пушка была из НАТО, то и боеприпасы были западного образца, но выпускаемые в Китае по лицензии. Несколько позднее были разработаны выстрелы с частично сгорающей гильзой.

Вспомогательное вооружение состояло из двух пулемётов: спаренного калибра 7,62 мм (боекомплект 3000 патронов) и зенитного - 12,7 мм (500 патронов).

На танк установили совершенно новую СУО, разработанную британской компанией Marconi - ISCF5-212, в которую входили: пассивные прицелы наводчика и командира, лазерный дальномер и цифровой баллистический вычислитель, в который автоматически поступала информация о ветре и температуре воздуха, угле возвышения орудия и температуре заряда.

Командир и наводчик получили по перископическому прицелу со стабилизацией поля зрения, дневным и ночным каналами на электронно-оптическом преобразователе. У командира была возможность взять управление на себя и навести орудие на более важную цель.

На танк установили V-образный четырёхтактный дизельный двигатель 12150L7BW с турбонаддувом мощностью 730 л.с. Под новый двигатель потребовалось изменить конструкцию моторно-трансмиссионного отделения, но трансмиссия осталась прежней. Ходовая часть имела по пять катков торсионной подвески на борт. Двигатель обеспечивал максимальную скорость 50 км/ч, а топлива хватало на 400 км при движении по дороге.

Два опытных экземпляра были готовы в 1983 году, и уже в октябре 1984 года новый танк появился на параде в честь 35-летия образования КНР. Тогда его название было Туре 69-III, но через два года его уже называли Туре 79 (заводской индекс WZ-121D).

Туре 79



Неизвестно точное число изготовленных танков Type 79 (порядка 500-800 шт.), но на вооружении НОАК десять лет назад их было порядка 300. Причём поставки этих машин в другие страны не производились.

Параллельно, и даже с некоторым опережением началось создание танка под заводским шифром WZ-1224. Было решено снабдить его 120-мм гладкоствольной пушкой и установить автомат заряжания. Ствол пушки был оснащён эжектором, но без термозащитного кожуха, и имел стабилизацию в двух плоскостях. Пушка устанавливалась в сварную башню, в кормовой нише которой размещалось 17 унитарных выстрелов. Остальные выстрелы разместили в других местах боевого отделения. Однако расположенная башни механизированная боеукладка вмещала всего лишь, а дополнительные выстрелы разместили в различных частях боевого отделения. В нём командир располагался справа от орудия, а наводчик - слева.

Подвижность обеспечивал изготовленный по лицензии 8-цилиндровый V-образный дизель воздушного охлаждения Maybach MB8V331TC41 мощностью около 1000 л.с., которой было достаточно для движения по шоссе со скоростью 60 км/ч, а по пересеченной местности - 45 км/ч.

Ходовая WZ-1224 состояла из шести обрезиненных опорных катков и трёх поддерживающих ролика на борт.

Однако 1979 году в ходе испытаний, в ходе которых было пройдено 1500 км в течение 200 часов, были выявлены недостатки в конструкции автомата заряжания и появились претензии к двигателю из-за повышенного расхода топлива.

В связи с этим сделали очередной вариант перспективного танка (заводской индекс WZ-1226), который получил литую башню полусферической формы с тем же орудием, но без автомата заряжания. Причём для испытаний построили две машины: одну (WZ-1226F1) с дизелем MB8V165 и вторую (WZ-1226F2) с дизелем MB12V150 одинаковой мощности в 1000 л.с.

Проведённые в 1981 году сравнительные испытания военных не удовлетворили, поэтому начались работы над новой конструкцией под индексом ZTZ-80. Эту машину конструкторы попытались "сложить" из всего лучшего, что было наработано на тот момент, и к 1984 году она вышла из заводского цеха.

В заново спроектированном корпусе лобовая часть получила многослойное бронирование. Дополнительно лобовые детали корпуса при необходимости могли усиливаться модулями динамической защиты собственной разработки. Башню от Type 79 усилили увеличением толщины брони в лобовой части до 250 мм, а также модулями динамической защиты. Ходовую часть прикрыли откидными бортовыми экранами.

В качестве основного вооружения вновь была выбрана стабилизированная в двух плоскостях 105-мм нарезная пушка, у которой углы вертикального наведения лежали в пределах от -4,3° до +18°. Ствол пушки закрыли теплоизоляционным кожухом из алюминиевого сплава. Боекомплект насчитывал 44 унитарных выстрела, размещённых в боевом отделении: в передней укладке - 19, в средней - 18, в правой боковой - четыре, в левой боковой - один, в башне - два. Скорострельность достигала семи выстрелов в минуту.

СУО от Magconi обеспечивала двухплоскостную стабилизацию пушки и включала комбинированные прицелы командира и наводчика, лазерный дальномер (установлен над маской пушки), электронный баллистический вычислитель. Последний в автоматическом режиме получал данные об углах вертикальной и горизонтальной наводки орудия, угловой скорости цели, скорости ветра и давлении воздуха. В него же вручную со специальной информационной панели вводились температура воздуха и заряда, дальность до цели и тип применяемого боеприпаса. В башне слева от пушки сидел наводчик, за ним командир, а справа - заряжающий. У командира также была возможность выбирать цель и наводить на неё орудие.

Форсированный дизельный двигатель VR-36 с турбонадувом мощностью 730 л.с. обеспечивал ZTZ-80 (впоследствии получившему название Type 80), при массе 38 тонн максимальную ско-



Type 80

рость движения по шоссе порядка 60 км/ч. Механическая трансмиссия обеспечивала пять передач вперед и одну - назад.

Во внутренних и внешних топливных баках, расположенных на левой надгусеничной полке, вмещалось 1000 литров топлива, что обеспечивало при движении по шоссе 430 км пробега. Топлива из двух дополнительных бочек, закреплённых на корме танка, хватало ещё на 170 км.

Ходовая часть состояла из шести обрезиненных двускатных опорных катков, трёх поддерживающих роликов, направляющего и ведущего колёс на борт. Подвеска катков - индивидуальная торсионная, причём первый и второй, пятый и шестой катки имели лопастные гидроамортизаторы.

Танк Type 80 с установленной ОПВТ мог преодолевать по дну водные преграды глубиной до 5 м и шириной до 600 м.

Были и у этого танка различные варианты модернизации - без них никак нельзя. Вот и у Type 80-II на башне по всему периметру установили решётчатые экраны-корзины, основное предназначение которых защита от кумулятивных снарядов, а уложенное в них имущество служило дополнительной преградой для них. Самым существенным в этой программе модернизации стала интеграция лазерного дальномера в прицел наводчика.



Type 80-II с башней, развёрнутой на 180°

В ходе следующей модернизации на танк установили 125-мм гладкоствольную пушку и получили танк Type 80-III.

Но никакие ухищрения не смогли заинтересовать потенциальных покупателей танком Type 80 и его модификациями, и для НОАК он к принятию на вооружение и не планировался. □

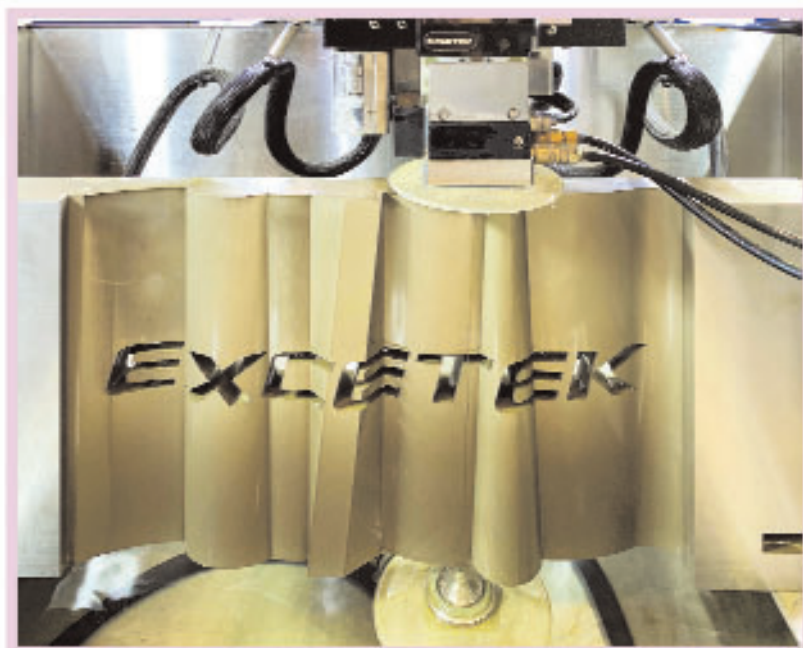


Type 80-III со 120-мм пушкой

(Продолжение следует.)

# ЭЛЕКТРОИСКРОВЫЕ (электроэрозионные) СТАНКИ

+ проволочно-вырезные  
+ прошивные  
+ супердрели



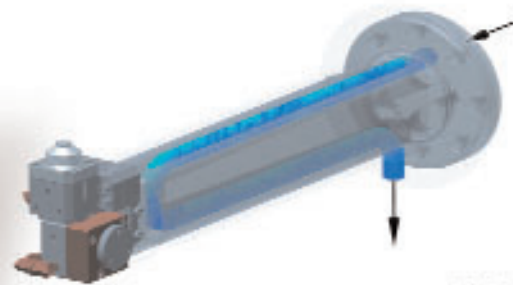
ПЕРЕДОВЫЕ  
ТЕХНОЛОГИИ  
ЭЛЕКТРОЭРОЗИИ ОТ  
ВЕДУЩЕГО ТАЙВАНЬСКОГО  
СТАНКОСТРОИТЕЛЯ  
МИРОВОГО УРОВНЯ

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.



# ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭНДОСКОПИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИЗМЕРИТЕЛЬНЫМ МОДЕЛИРОВАНИЕМ



ВНЕСЕН В ГОСРЕЕСТР СИ № 89037-23

