

# Двигатель

Научно-технический журнал № 4-6 (130-132 + 244) 2020





2007 2005 2004



Научно-техническое издание по освещению проблем в промышленности

2016

2010



Памятная медаль к 100-летию Г.М. Бериева

Медаль АМКОС "Преодоление"



## Редакционный совет

- Агульник А.Б., д.т.н.,** заведующий кафедрой "Теория воздушно-реактивных двигателей" МАИ
- Багдасарьян Н.Г., д.филос.н.,** профессор МГУ им. М.В. Ломоносова, МГТУ им. Н.Э. Баумана
- Богуслаев В.А., д.т.н.,** Президент ПАО "МОТОР СИЧ"
- Воронков Ю.С., к.т.н.,** зав. кафедрой Истории науки РГГУ
- Гейкин В.А., д.т.н.,** заместитель генерального директора - руководитель приоритетного технологического направления "Технологии двигателестроения" АО "ОДК", директор филиала НИИД АО "НПЦ газотурбостроения "Салют"
- Дмитриев В.Г., член-корр. РАН,** главный научный сотрудник ГНЦ "ЦАГИ"
- Драгунов В.К., д.т.н.,** проректор по научной работе НИУ "МЭИ"
- Жердев А.А., д.т.н.,** Декан факультета "Энергомашиностроение", руководитель Научно-учебного комплекса МГТУ им. Н.Э. Баумана
- Зрелов В.А., д.т.н.,** профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей ЛА СГАУ им. С.П. Королёва
- Иноземцев А.А., д.т.н.,** ген. конструктор ОАО "Авиадвигатель"
- Каторгин Б.И., академик РАН**
- Кравченко И.Ф., д.т.н.,** ген. конструктор ГП "ИВЧЕНКО-ПРОГРЕСС"
- Кутенев В.Ф., д.т.н.,** зам. ген. директора ГНЦ "НАМИ" по научной работе
- Ланшин А.И., д.т.н.,** научный руководитель - заместитель генерального директора ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"
- Марчуков Е.Ю., д.т.н.,** генеральный конструктор - директор ОКБ им. А. Люлька
- Пустовгаров Ю.Л.,** советник генерального директора АО "Вертолеты России"
- Равикович Ю.А., д.т.н.,** проректор по научной работе МАИ
- Рачук В.С., д.т.н.,** председатель НТС АО "НПО Энергомаш"
- Рогалёв Н.Д., д.т.н.,** ректор НИУ "МЭИ"
- Ружьев В.Ю.,** первый зам. ген. директора Российского Речного Регистра
- Рыжов В.А., д.т.н.,** главный конструктор ОАО "Коломенский завод"
- Ситнов А.П.,** президент, председатель совета директоров ЗАО "Двигатели "ВК-МС"
- 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
- Троицкий Н.И., к.т.н.,** доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана
- Фаворский О.Н., академик РАН,** член президиума РАН
- Чуйко В.М., д.т.н.,** президент Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения"

## РЕДАКЦИЯ

### Главный редактор

Александр Иванович Бажанов, академик Международной инженерной академии

### Заместитель главного редактора

Дмитрий Александрович Боев

### Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

### Финансовый директор

Юлия Валерьевна Дамбис

### Редакторы:

Александр Григорьевич Лиознов

Андрей Иванович Касьян, к.т.н.

Аделия Юрьевна Бурова

Максим Анатольевич Розсыпало

Юрий Романович Сергей, к.т.н.

### Литературный редактор

Эрнст Галсанович Намсараев

### Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь

Владимир Николаевич Романов

### Техническая поддержка

Ольга Владимировна Шаронова, к.пед.н.

### В номере использованы

#### фотографии, эскизы и рисунки:

А.И. Бажанова, Д.А. Боева, А.В. Ефимова, А.Н. Медведя, И.М. Ивановой, В.Н. Романова и др.

### Адрес редакции журнала "Двигатель":

111250, Россия, Москва,

ул. Красноказарменная, 14.

Тел./факс: +7(495) 362-7891

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

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

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

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

Электронная версия журнала (2006-2020 гг.) размещается также на сайте Научной электронной библиотеки [www.elibrary.ru](http://www.elibrary.ru) и включена в индекс РИНЦ

### УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели" ©

генеральный директор Д.А. Боев

зам. ген. директора А.И. Бажанов

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

*Мнение редакции не всегда совпадает с мнением авторов.*

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

Журнал "Двигатель", рекомендован экспертными советами ВАК по техническим наукам, механике, машиностроению и машиноведению, энергетическому, металлургическому, транспортному, химическому, горному и строительному машиностроению, авиационной и ракетно-космической технике в числе журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертации на соискание ученой степени доктора и кандидата наук. Индекс 1493 в общероссийском Перечне 2020 г.

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

Reg. № 018414 от 11.01.1999 г.

22-й (113-й) год издания.

Отпечатано

ООО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.

Тираж 3 000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

Цена свободная.



# СОДЕРЖАНИЕ

- 2 Создание конкурентоспособных авиационных двигателей требует развитие и объединение научного и производственного потенциалов**  
В.Г. Марков, А.И. Ланшин, В.И.Солонин
- 8 К 100-летию плана ГОЭЛРО**  
Н.Д. Роголёв
- 11 Перспективные варианты ремоторизации самолета Ан-2 российскими моторами**  
С.Б. Борисенко
- 12 Управленческая модель финансовой деятельности АО "ОДК"**  
И.И. Ицкович, О.В. Камакина
- 13 Модернизация ВК-2500П**  
Информация
- 14 Оценка запаса финансовой прочности двигателестроительного предприятия**  
И.И. Ицкович, О.В. Камакина
- 15 Анализ уровня знаний персонала двигателестроительного предприятия**  
И.И. Ицкович, О.В. Камакина
- 17 Первым делом, первым делом... ну совсем не самолеты!**  
Е.В. Шахматов, В.А. Зрелов
- 18 Турбулентность. Математический анализ релаксационных процессов**  
Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков
- 21 Памяти А.А. Сергиенко**
- 21 Новый ЖРД - новое топливо**  
Информация
- 22 Зарубежные авиационные турбовентиляторные двигатели для сверхзвуковых самолётов. Глава из книги**  
В.А. Зрелов
- 34 Турбулентность. Актуализация проблемы неравновесности в ЖРДМТ**  
Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков
- 40 Экспериментальное исследование температурного поля порового пространства гранулированного теплового аккумулятора**  
В.А. Зрелов, А.Ю. Лыкин
- 44 Игры, в которые играют люди. Люди, в которых играют игры**  
Д.А. Боев
- 47 Бесконечные числа. Теорема Евклида**  
А.И. Касьян
- 47 Бесконечные числа. Практическое применение**  
А.И. Касьян
- 48 Вопросы применения электрического двигателя на сверхлёгком самолёте**  
А.В. Сычёв, К.В. Балясный
- 50 Новый взгляд на фундаментальные знания**  
А.А. Сперанский
- 52 Механика сплошных сред. Сжимаемость - важное термодинамическое свойство**  
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 55 Безальтернативный материал геометрически точных ЭИ станков**  
Информация
- 58 МСС. Термодинамика сплошных сред**  
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 61 Стенд Testbed 80 компании Rolls-Royce**  
Информация
- 62 Авианизированные автомобильные моторы в предвоенном СССР**  
А.Г. Лиознов
- 69 Из истории нефтепереработки в России в конце XIX - начале XX вв.**  
Э.И. Кузьмина
- 72 Цивилизация без будущего: предпосылки и симптомы. Так ли мы разумны в нашем уникальном доме?**  
Ю.Г. Короткий
- 78 Загадки ленинского "Роллс-Ройса" (к 100-летию создания Гаража особого назначения 1921-2021 гг.)**  
Ю.Г. Короткий
- 82 Двухконтурная организация рабочего процесса, как техническая основа создания нового класса поршневых ДВС**  
А.О. Миллер
- 96 Мотоциклы на монетах**  
А.В. Барановский
- 98 Фотографии, ставшие основой для рисунков монет памяти Второй Мировой войны**  
А.В. Барановский
- 100 Танки - от и до**  
О.Н. Брилёв
- 108 Планарные и штоковые линейные двигатели**  
Информация





# СОЗДАНИЕ КОНКУРЕНТОСПОСОБНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ТРЕБУЕТ РАЗВИТИЕ И ОБЪЕДИНЕНИЕ НАУЧНОГО И ПРОИЗВОДСТВЕННОГО ПОТЕНЦИАЛОВ

Государственный научный центр Российской Федерации, Федеральное государственное унитарное предприятие "Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова"  
**Виктор Георгиевич Марков**, заместитель генерального директора - директор исследовательского центра "Авиационные двигатели"  
**Александр Игоревич Ланшин**, д.т.н., заместитель генерального директора по науке  
**Валентин Иванович Солонин**, к.т.н., редактор

**Р**азвитие экономики России на базе современных высокотехнологических методов, неминуемо требует развития авиации - одной из главных составляющих транспортной системы и обороноспособности страны. Ключевым условием эффективности летательного аппарата является высокий уровень совершенства двигателя, его тягово-экономических, экологических, массогабаритных и других эксплуатационных характеристик, среди которых наиболее важными являются ресурс, надежность и безопасность эксплуатации.

Авиационный газотурбинный двигатель, быстро развивающийся высокотехнологичный продукт. Вбирая достижения научно-технического прогресса, он достиг наивысшего, в сравнении с продукцией общего машиностроения, уровня показателей термодинамического совершенства, аэродинамической нагруженности лопаточных машин, максимальной температуры газа в горячей части рабочего тракта, эффективности охлаждения и теплозащиты, эффективности использования топлива, многорежимности работы, применения новых конструкционных материалов и технических решений.

Современный газотурбинный двигатель для гражданской авиации обеспечил за 70-летний срок своего совершенствования примерно двухкратное снижение удельного расхода топлива, многократное повышение ресурса, надёжности, безопасности, улучшения экологических характеристик и способность эффективно функционировать в существенно различных условиях. Двигатели для военной авиации впятеро уменьшили массогабаритные характеристики, на 20...30 % снизили удельный расход топлив на форсажных режимах, обеспечили крейсерский бесфорсажный полет со сверхзвуковой скоростью, высокие динамические характеристики устойчивой работы при больших возмущениях на входе в двигатель и пр. Все эти качества послужили основой тому, что авиадвигатель в мире входит в перечень важнейших критических технологий и рассматривается как самостоятельный коммерческий продукт.

Следует помнить, что двигатель создается в 1,5...2 раза дольше планера и авиационного оборудования. И для того, чтобы он "попал" на новый летательный аппарат, в его конструкции требуется опережающая отработка критических технологий, новых конструктивных решений и материалов, которая проводится в рамках специальных программ.

Во многом благодаря этим программам, проводимым во всех странах при активной поддержке со стороны государства, обеспечивается конкурентоспособность зарубежных авиадвигателестроительных компаний на мировом рынке.

Программы по двигателям военного и гражданского назначения взаимно дополняют друг друга, поскольку на 70...80 % используют общие технологии (методы расчёта, конструкторские решения, конструкционные материалы, технологические процессы и т.д.) при создании новых и модернизации находящихся в эксплуатации двигателей [1].

Программы развития технологий, используемых в новых конструкциях авиадвигателей, стимулируют развитие конструктивных материалов, технологического оборудования, электронной, электрической техники и др. В свою очередь авиационное двигателестроение является технологической базой развития наземного и водного транспорта, теплоэнергетики, газоперекачки и т.п.

В настоящее время в результате экономических событий конца прошлого века, отечественное двигателестроение отстает от высокотехнологических западных стран на поколение (15-20 лет) развития. Хотя основу мирового парка авиационных двигателей в настоящее время составляют конструкции 4-го поколения, на долю которых приходится примерно 76 % используемых двигателей, со второй половины 1990-х годов за рубежом интенсивно вводятся в эксплуатацию самолеты с двигателями 5-го поколения. Эти двигатели для пассажирских самолетов по сравнению с двигателями 4-го поколения обеспечили уменьшение затрат топлива на 10...15 %, уровня шума на 8...15 EPN дБ относительно норм Главы 14 ИКАО, запас по уровню эмиссии NO<sub>x</sub> на 35...50 % относительно норм CAEP/6 ИКАО, а также высокие показатели безопасности и ресурса.

Вводимые в эксплуатацию с начала 2000-х годов двигатели 5-го поколения для боевой авиации обеспечили возможность совершать крейсерский полет со сверхзвуковой скоростью на бесфорсажном режиме (M = 1,4 и выше), высокую маневренность, вертикальный взлет и посадку, низкий уровень заметности и высокую боевую эффективность. Серийный выпуск двигателей зарубежного производства как военного, так и гражданского назначения исчисляется тысячами экземпляров в год.

Турбовальные и турбовинтовые ТВГД и ТВД двигатели для вертолетов, транспортных и пассажирских самолетов - одни из самых консервативных направлений в авиадвигателестроении. Однако, со второй половины 1990-х годов в силовых установках вертолетов зарубежных производителей стали применяться двигатели нового поколения, которые обеспечили уменьшение удельного расхода топлива на 8...12 % и удельной массы на 20...40 % при увеличении межремонтного ресурса до 2500...3000 часов.

Отечественные авиадвигателестроительные предприятия в настоящее время серийно выпускают для пассажирской авиации двигатели 3-го (ТРДД Д-30КП) и 4-го поколения семейство ТРДД ПС-90А/А76, а также, совместно с фирмой SNECMA двигатель 5-го поколения SaM146. Их выпуск исчисляется десятками в год. Отечественный двигатель 5-го поколения ПД-14 сертифицирован 15 октября 2018 г., и 15 декабря 2020 г. новый самолет МС-21 совершил первый полет с двумя такими двигателями. В настоящее время проводятся работы по валидации сертификата типа в EASA.

ТРДД большой тяги ПД-35 поколения 5+ (базовый двигатель семейства тягой 20...50 тс) находится на этапе создания научно-технического задела и формирования экспериментальной базы для его доводки и испытаний.

В Российской Федерации базовыми двигателями для самолетов боевой авиации являются ТРДДФ РД-33, АЛ-31Ф и Д30-Ф6 4-го поколения и их модификации 4+ поколения. Эти двигатели выпускаются серийно с середины 1980-х годов и по своим характеристикам не уступают зарубежным аналогам, за исключением величины межремонтного ресурса и обеспечивают отечественным самолетам такие характеристики, которые недоступны зарубежным самолетам.

Самолеты 5-го поколения Су-57 и Су-35С оснащены двигателем АЛ-41Ф глубокой модификацией А-31Ф. Двигатель второго этапа - "изделие 30" находится в стадии разработки и предполагается, что применение его позволит существенно улучшить тактические характеристики Су-57.

В настоящее время в широкой эксплуатации в стране находятся двигатели для вертолетов и самолетов с ТВГТД и ТВД разработки 1970-1980-х годов. Развал СССР привел к тому, что на территории РФ остались разработчики ТВГТД, а производители оказались за её пределами. В результате сложилась ситуация, при которой двигатели для вертолетов и самолетов стали поставляться из-за границы - с Украины, а заодно с ними - из США, Франции и Великобритании. Такая ситуация оставалась до 2016 г., пока на предприятиях АО "ОДК" не было локализовано производство ТВГТД ВК-2500. В настоящее время осуществляется серийное производство ВК-2500 и ТВ7-117 и подготовка к серийному производству ТВГТД ВК-800В и ВК-800С, начало разработки которых относится к концу 1990-х - началу 2000-х годов. Все российские ТВГТД/ТВД, выпускаемые серийно и находящиеся в разработке, по уровню технического совершенства соответствуют зарубежным аналогам разработки 1980-х - 1990-х годов. В настоящее время осуществляется опытно-конструкторская разработка двигателей ВК-650В и ВК-1500В для импортозамещения ТВГТД на российских вертолетах. 16 декабря 2020 г. состоялся первый полет регионального самолета Ил-114-300 с отечественными двигателями ТВ7-117СТ-01.

Таким образом, сопоставление состояния зарубежного и отечественного двигателестроения показывает, что необходимо активное продолжение реализации организационно-финансовых решений для обеспечения конкурентоспособности и развития российского авиадвигателестроения.

Известно, что чем ближе находится разработка к границе своего конструктивного и термодинамического совершенства, тем более дорогой ценой достигается каждая доля её совершенствования. И тем большая часть научных разработок в этой доле. Так было с паровыми и поршневыми двигателями, так сейчас и с двигателями газотурбинными.

Создание современных авиационных двигателей требует внедрения методологии создания новых двигателей, основой которой является опережающее по срокам создание экспериментально обоснованного научно-технического задела (НТЗ). Раннее выявление технических проблем в конкретной разработке и определение путей их решения позволяет существенно уменьшить затраты на всё производство и сертификацию двигателя. Базирование разработки двигателя на опережающем НТЗ способствует также и оптимизации сроков создания авиационного комплекса в целом. Создание опережающего НТЗ по перспективным авиационным двигателям является приоритетным направлением в научно-технической политике высокоразвитых стран.

Зарубежные авиадвигателестроительные компании более чем три десятилетия назад перешли на методологию создания двигателя, суть которой состоит в том, что решение о начале опытно-конструкторских работ принимается только тогда, когда компанией накоплен необходимый уровень знаний и проверенных конструкторских решений, обеспечивающих выполнение поставленной задачи в заданные сроки.

Основные положения современной методологии создания авиационных двигателей изложены в работах [1, 2].

В обеспечение необходимого уровня знаний в процессе проведения программ за рубежом с середины 1980-х годов используются разработанные NASA уровни готовности новых технологий [3].

Знания и технические решения компания получает в результате участия в программах разработки перспективных технологий или, как их еще часто называют, "программах обеспечения технологической готовности". В рамках этих программ создаются демонстраторы технологий, на которых отрабатываются детали и узлы перспективных двигателей. До тех пор, пока не будет достигнут уровень готовности технологии, который обеспечивается проведением испытаний демонстрационного газогенератора или двигателя в реальных условиях эксплуатации (уровень готовности технологий УГТ-6), ни одна зарубежная компания не будет её использовать при создании двигателя нового поколения. Но для то-

го, чтобы внедрить проверенные технические решения, необходимо, чтобы на каждом этапе создания продукта (системы) был достигнут необходимый уровень готовности и производственных (технологических) процессов.

В России разработка методологии поэтапного создания двигателя началась с середины 1980-х годов, когда в ЦИАМ был разработан ряд нормативных документов, регламентирующих порядок выполнения работ на стадии разработки [4] и руководство для конструкторов [5].

Однако, в конце 1980-х годов в стране начались экономические преобразования, приведшие к кризису в авиационной промышленности. Из-за резкого снижения финансирования практически прекратилось создание новых двигателей, и резко сократилось бюджетное финансирование научно-исследовательских работ по разработке новых технологий. В этих условиях интерес к развитию и совершенствованию современной методологии и использование её при создании двигателей временно утратил актуальность.

Начиная с 2000 года, в авиадвигателестроении, как и во всей экономике страны, начали проявляться элементы оживления и определенного роста промышленного производства. Однако оно происходило в новых условиях открытого рынка при жесткой конкуренции с ведущими зарубежными авиастроительными фирмами. С целью максимально быстрого реагирования на конъюнктуру рынка и получение конкурентоспособных двигателей в минимальные сроки и при минимальных затратах, следует учесть, что актуальность внедрения современной методологии при создании двигателей сильно возрастает. Для этого был разработан целый ряд нормативных документов, развивающих и уточняющих поэтапный порядок создания двигателей [6], в котором важнейшую роль играет опережающая экспериментальная отработка ключевых технологий, технологических процессов, узлов, систем, экспериментальных газогенераторов и двигателей-демонстраторов.

В соответствии с разработанными нормативными документами содержание работ при создании перспективного двигателя делится на следующие этапы (рис. 1 [6]):

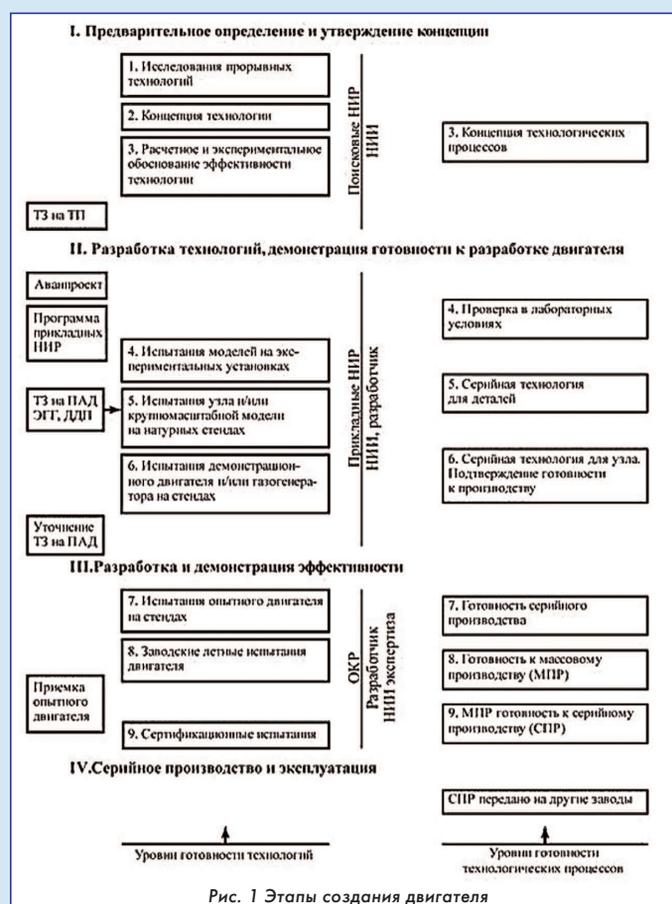


Рис. 1 Этапы создания двигателя

1. Предварительное определение и утверждение концепции и облика двигателя выполняется ЦИАМ совместно с НИИ отрасли на основе научно-технического прогноза развития авиационных двигателей, который устанавливает уровень совершенства конкурентоспособных двигателей на 15-20 лет. Проводятся Поисковые исследования прорывных технологий, новых материалов, конструктивных решений, технологических процессов, формируется технический облик и разрабатывается техническое задание (ТЗ) на перспективный базовый двигатель (как объект создания НТЗ) и предложения по перечню Прикладных НИР. (УГТ-1...2).

2. Разработка технологий базового двигателя проводится при тесном взаимодействии ЦИАМ с НИИ отрасли и предприятий АО "ОДК". В рамках Прикладных НИР проводятся исследования новых технологий на основе испытаний узлов, экспериментальных газогенераторов и демонстрационных двигателей и уточняется ТЗ на перспективный двигатель. По результатам проведенных работ разрабатывается проект двигателя и программа демонстрации заданных эксплуатационных характеристик. (УГТ-3...6).

3. Разработка и демонстрация эффективности и готовности опытного двигателя к серийному производству (ОКР) проводится ОКБ при сопровождении ЦИАМ и НИИ отрасли.

В результате экспериментальной проверки в соответствии с требованиями нормативных документов узлов, газогенераторов и опытного двигателя на обеспечение заданных в ТЗ характеристик во всей области эксплуатации, проводятся сертификационные (государственные) стендовые испытания, которые являются основой сертификации двигателя. Подробно методология создания перспективных двигателей изложено в работах [2, 8]. (УГТ-2...9).

Как уже отмечалось, разработка и экспериментальное подтверждение готовности к серийному производству должно сопровождаться разработкой и внедрением новых производственных технологий на опытном и серийном производстве.

Впервые методология была применена при организации процесса создания двигателя 5-го поколения для отечественного ближне-среднего магистрального самолёта (БСМС) МС-21. Разработка НТЗ в обеспечение создания конкурентного базового двигателя нового поколения началась в 1999 году. ЦИАМ совместно с ЦАГИ разработал "Техническое задание на формирование технического облика базового ТРДД нового поколения для магистральных самолетов" (как объекта опережающей разработки научно-технического задела для перспективных двигателей гражданской авиации). В 2000-2002 гг. ЦИАМ при постоянном контакте с промышленностью провел работу по выявлению технического облика двигателя нового поколения. Результатом этой работы стало определение технических обликов двух вариантов ТРДД (с редукторным и прямым приводом вентилятора), разработка проектов узлов и выявление ключевых технологий создания двигателя.

В феврале 2002 года была утверждена "Программа создания научно-технического задела в обеспечение разработки ТРДД нового поколения для магистральных самолетов гражданской авиации", основу которой составили предложения по изготовлению и экспериментальной отработке модельных узлов и элементов, разработанных ЦИАМ. Работы по этой Программе финансировались по ФЦП "Развития гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года".

В рамках Программы ЦИАМ совместно с АО "Авиадвигатель" и другими предприятиями достиг 3-го - 5-го уровней готовности технологий в результате создания и испытания экспериментальных узлов: полноразмерной кольцевой камеры сгорания, широкохордного малошумного вентилятора, типовых ступеней КВД, сверхвысокоперепадной одноступенчатой ТВД, экспериментального редуктора, шевронных сопел и др. Большая часть НТЗ была использована АО "Авиадвигатель" при создании экспериментального газогенератора двигателя ПД-14. Параллельно шли фундаментальные и поисковые исследования для решения сложных научных задач снижения шума и эмиссии, обеспечения конкурентоспособных ресурсов, повышение эффективности узлов и элементов двигателя.

Значительное продвижение в плане создания НТЗ для перспективных отечественных двигателей было получено в 2009-2011 гг. при выполнении НИР "Технологии" и "Освоение" (головной исполнитель - АО "ОДК" при активном участии ЦИАМ, ВИАМ, АО "Авиадвигатель", "УМПО", "ПМЗ", "НПЦ газотурбостроения "Салют" и др). В 2012 г. наработанный НТЗ был реализован АО "Авиадвигатель" при создании в рекордные для нашей страны сроки (3 года) демонстрационного двигателя по программе ПД-14.

Однако созданного НТЗ оказалось явно недостаточно (финансирование работ в период 2002-2008 гг. было более чем в 20 раз меньше, чем ежегодно затрачивает правительство США на создание НТЗ в области авиационного двигателестроения). Как следствие, в рамках ОКР по ПД-14 пришлось создавать не "опережающий", а "догоняющий" НТЗ. Тем не менее, отставание в области гражданских авиационных двигателей начало сокращаться. В 2016-2017 гг. были проведены сертификационные и инженерные испытания, целью которых являлось создание ТРДД нового поколения ПД-14. Подробно работы по созданию научно-технического задела и двигателя нового поколения изложено в работе [8]. В 2018 году двигатель ПД-14 получил Сертификат Типа Росавиации.

Создание современного базового двигателя 5-го поколения ПД-14 большой успех отечественного авиадвигателестроения. ПД-14 - это десятки освоенных передовых технологий, новейшие собственные материалы, модернизированные производственные мощности. Следует отметить, обеспечение конкурентоспособности двигателя ПД-14 требует проведения огромной работы по достижению ресурса и надежности двигателя, эффективной системы послепродажного обслуживания, ориентированной на минимизацию стоимости жизненного цикла. Эту работу невозможно провести без тесного взаимодействия ведущих предприятий ОДК с НИИ отрасли, в частности по использованию современных информационных технологий при создании и поддержке в эксплуатации двигателя. Одной из базовых технологий обеспечения эффективной эксплуатации созданного двигателя является разработка цифрового двойника, что позволяет с высокой достоверностью предсказывать поведение двигателя в различных условиях эксплуатации, а также даёт возможность получения эффективной системы послепродажного обслуживания. Состояние и пути развития математического моделирования на разных стадиях жизненного цикла изложены в работе [9].

Создание ПД-14 - это прорывной проект с точки зрения восстановления компетенции системного проектирования и отраслевой кооперации. Имеется необходимый научно-технический задел, освоены новые технологии, которые возможно применять для дальнейшего развития всей отрасли авиационного двигателестроения. Базовый двигатель ПД-14 позволит создать линейку конструкций с тягой от 9 до 18 тс. Кроме того, разработанные и освоенные технологии и материалы будут использованы при создании двигателя ПД-35 для широкофюзеляжных и транспортных самолетов.

Очевидно, что для долговременного вхождения в число производителей конкурентоспособных авиационных двигателей, необходимо шире развернуть работы по созданию прорывных технологий и технических решений, которые позволят удовлетворить требованиям ИКАО, которые планируются к принятию в 2020-2030 гг. В соответствии с прогнозными исследованиями, проведенными НИИ отрасли, разработаны целевые индикаторы, определяющие целевые показатели характеристик перспективных двигателей в 2030-е годы:

- снижение крейсерского удельного расхода топлива не менее, чем на 20 %, относительно уровня ПД-14;
- снижение шума ЛА не менее, чем на 20 EPN дБ относительно требований Главы 14 стандарта ИКАО;
- снижение эмиссии NO<sub>x</sub> по циклу "взлет-посадка" не менее, чем на 65 % относительно требований CAEP/6 ИКАО (рис. 2).

Для достижения поставленных целей прорабатываются двигатели принципиально новых схем. Это ТРДД сверхбольшой сте-



пени двухконтурности с редуктором, двигатель с “открытым ротором”, с регенерацией тепла, с промежуточным охлаждением, “интеллектуальные” двигатели с применением нано- и MEMS-технологий, “электрические” двигатели со встроенным стартером-генератором, магнитными опорами вращающихся валов и другие ключевые критические технологии для обеспечения создания этих двигателей и их разработка представлены в работе [10].

Амбициозные цели ставятся и перед двигателями для военной авиации. Так, двигатель 6-го поколения должен на 35 % уменьшить затраты топлива по сравнению с двигателями 5-го поколения на дозвуковых режимах, значительно увеличить радиус действия, обеспечить низкий уровень заметности, оптимальное тепловое регулирование системы охлаждения силовой установки и самолета, а также отборы воздуха на улучшение аэродинамических характеристик ЛА, снижение лобового сопротивления воздухозаборника и потерь в сопле. Кроме того, конструкция двигателя должна обеспечивать совместную работу с новыми мощными генераторами, которые будут обеспечивать энергией оружие нового типа.

Современная методология создания двигателя базируется на интеграции систем математического моделирования высших уровней, компьютерного проектирования и автоматизированного изготовления деталей (с использованием новейших материалов и технологических процессов).

Однако, основным требованием методологии, является экспериментальная отработка новых технологий и технических решений в условиях максимально приближенных к эксплуатационным. При этом, успех в разработке критических технологий и перспективных двигателей во многом определяется реализацией комплекса мероприятий:

- разработка методологии проведения испытаний узлов перспективных авиационных двигателей (математическое моделирование и валидация математической модели, выпуск нормативно-технической и методической документации и др.);
- совершенствование и развитие методов и средств измерений для повышения информативности экспериментальных исследований, сокращения объёма и сроков проведения испытаний, разработка нормативных требований к метрологическому обеспечению испытаний;
- улучшение технологического обеспечения испытаний путём развития инфраструктуры экспериментальной базы по располагаемым параметрам, разработки экономических методов испытаний, создания новых стендов и установок;
- автоматизация испытаний и информационное обеспечение эксперимента путём создания информационно-измерительных и управляющих систем и аппаратно-программных средств для повышения информативности испытаний, надёжности и безопасности работы системы их технологического обеспечения.

Институт обладает уникальной экспериментальной базой, поэтому успех реализации современной методологии может и должен быть реализован при широком его участии на всех этапах создания двигателя. Вклад ЦИАМ включает работы от экспери-

ментальной валидации расчётных методов, испытания деталей, узлов, газогенератора до испытаний опытных двигателей с имитацией условий работы их во всей области эксплуатации. Роль и место экспериментальных исследований при создании двигателя подробно описана в работе [11].

В обеспечение ускоренного инновационного развития высокотехнологичной отрасли - авиадвигателестроения - ведущая роль принадлежит государственному сектору науки в лице государственных научных центров (ЦИАМ, ЦАГИ, ВИАМ, ГосНИИАС и др.). В настоящее время ГНЦ, обладающие высоким научным потенциалом, научными школами и уникальной экспериментальной базой - единственная существующая система по созданию и переводу научных и инженерных достижений фундаментального, и прикладного характера в конкурентоспособную инновационную продукцию при тесной кооперации с предприятиями отрасли, институтами РАН и вузами.

Кроме того, государственные научные центры, определяющие приоритетные направления перспективных научных разработок, разрабатывающие и координирующие комплексные и специализированные программы и планы по развитию авиационной техники, выступали и продолжают выступать, в настоящее время в роли организаций, формулирующих государственные интересы, в области экономической и военной безопасности страны. Институты также разрабатывают предложения по уточнению действующих и разработке новых нормативных, методических и нормативно-технических документов, регламентирующих создание и эксплуатацию двигателей.

Принципиальное значение имеет обязательное участие главного института двигателестроительной подотрасли - ЦИАМ, который в настоящее время является единственной государственной организацией, обладающей необходимым научным потенциалом и уникальной экспериментальной базой как в непосредственном проведении НИОКР при широком использовании экспериментальной базы института, так и в экспертизе работ, проводимых ОКБ по госконтрактам.

В настоящее время авиационная промышленность приступила к созданию ряда летательных аппаратов и двигателей нового поколения к ним. Причем в современных политических условиях сроки создания их должны быть максимально сокращены, в связи с чем особую актуальность приобретает создание развернутой программы прикладных НИР по отработке новых технологий, узлов, экспериментальных газогенераторов, которые должны проводиться при тесном взаимодействии ОКБ с ЦИАМ и завершаться испытаниями, по согласованным с институтом программам.

Кроме того, необходимо развернуть работы по созданию критических технологий в обеспечение разработки перспективных двигателей 2030-х годов. Работы должны быть комплексными, объединяющими теоретические исследования, дополняемые созданием и испытаниями демонстраторов технологий в том числе в кооперации с предприятиями АО "ОДК".

Одно из направлений связано с развитием численных методов, учитывающих нестационарные эффекты, переменность турбулентности по тракту, химическую кинетику и др. Эффективность этих методов подтверждается модельными и натурными испытаниями деталей и узлов двигателей на стендах ЦИАМ. Последние работы в этом направлении связаны с использованием методов виртуальной реальности для проектирования компонентов силовой установки [10].

В институте проводятся исследования по двигателям редукторной и без редукторной техники с высокими параметрами ( $\pi_{к\Sigma} > 60...70$ ,  $T_{Т\max} = 2100...2200$  К) и их узлов в обеспечение индикаторов 2030-х гг. Большое внимание уделяется применению композиционных материалов как во входной, так и в горячей части двигателя, а также применения аддитивных технологий для изготовления деталей.

Важным направлением развития авиационных двигателей является применение электрических технологий для разработки гибридных и электрических силовых установок.



Рис. 3 Самолёт-лаборатория СибНИА и ЗАО "Супер Окс" (снимок СибНИА)

Совместно с СибНИА имени С.А. Чаплыгина и ЗАО "Супер Окс" на базе летающей лаборатории (самолет Як-40) разрабатывается демонстратор технологий с гибридной силовой установкой, в которой используются электромотор на основе высокотемпературной сверхпроводимости.

Проводятся исследования применения интеллектуальной распределенной САУ со SMART-датчиками, и в том числе и беспроводными. Управление будет осуществляться с использованием математической модели виртуального двигателя.

Ключевые критические технологии для обеспечения создания этих двигателей и разработка их в ЦИАМ представлены в работе [10].

Таким образом, для перехода российской экономики к инновационному пути развития необходимо повышение роли авиадвигателестроения в экономическом росте страны.

Необходима концентрация ресурсов государства и бизнеса на прорывных направлениях создания конкурентоспособных авиационных двигателей, с целью обеспечения обороноспособности и транспортных услуг ЛА с отечественными двигателями, а также - увеличение объема работ по внедрению авиационных технологий в стационарные и транспортные ГТУ различного назначения.

Для достижения указанных целей необходимо объединение научного и производственного потенциалов по направлениям описанных выше.

Для повышения эффективности и обеспечения организации работ по созданию опережающего научно-технического задела и критических технологий в обеспечение создания конкурентоспособных авиационных двигателей необходимо:

- широко развернуть совместно с предприятиями отрасли разработки по созданию научно-технического задела с уровнем готовности технологий 5 - 6 по двигателям 2030-х гг.;

- скорректировать методологию создания авиационных двигателей государственной авиации с выпуском нормативного документа, в котором утвердить разработку авиационного двигателя как создание технически сложного наукоемкого самостоятельного продукта, входящего в число важнейших критических технологий, обязательное проведение НИЭР до стадии ОКР по отработке новых технологий и конструктивных решений и экспериментальному подтверждению возможности получения заданных характеристик и надежной работы на всех эксплуатационных режимах при испытаниях газогенератора и демонстрационного двигателя-прототипа на стендах ЦИАМ;

- реализовать программу реконструкции и модернизации экспериментально-исследовательской базы с целью обеспечения возможности проведения испытаний двигателей 5-го и 6-го поколений, в которой с целью повышения эффективности использования и оптимизации затрат на развитие базы различными организациями (в том числе и других отраслей промышленности) отработать первоочередные мероприятия по обеспечению коллективного пользования экспериментально-исследовательской базы НИЦ ЦИАМ;

- важнейшим условием реализации перспективных направлений развития является кадровое обеспечение исследований высококвалифицированными специалистами. С этой целью в ЦИАМ организован Учебный научно-производственный центр - УНПЦ ЦИАМ, тесно сотрудничающий с МФТИ, МАИ, МГУ им. Н.Э. Баумана, МЭИ, обеспечивающий непрерывное обучение студентов старших курсов, повышения квалификации и переподготовки специалистов отрасли.

Реализация выше перечисленных мероприятий и обеспече-

ние концентрации ресурсов государства и бизнеса на прорывных направлениях создания конкурентоспособных авиационных двигателей обеспечат сохранения за Россией статуса высокотехнологичной страны. ▲

#### Литература

1. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) авт. В.А. Скибин, В.И. Солонин, В.А. Палкин и др. М. ЦИАМ, 2004.
2. Методология организация научных исследований в обеспечение создания высокотехнологической продукции (на примере НИЭР и ОКР при создании авиационных двигателей) В.И. Бабкин, В.И. Солонин. Проблемы управления научными исследованиями и разработками - 2017 г. Труды Третьей научно-практической конференции (26 октября 2017 г., Москва) под редакцией А.В. Дутова, Д.А. Новикова. М. ИПУ РАН, НИЦ "Институт им. Н.Э. Жуковского", 2017, стр. 105-118.
3. Morgan J. Manufacturing Readiness Levels (MRLs) Manufacturing Readiness Assessments (MRAs). Jnan S &T Environment/V.S. Air Force, 2008.
4. Газотурбинные двигатели для ЛА. Порядок выполнения работ на стадии разработки ОСТ 102501-84, 1984 г.
5. Руководство по испытаниям авиационной техники: 4.2. Вып. 14 Кн1. Комплекс методик специальных испытаний двигателей-прототипов: РТМ300-01-2007/ЦИАМ.М., 2007.
6. Современная методология создания конкурентоспособных авиационных двигателей и место науки в этом процессе. В.И. Бабкин, В.И. Солонин. Сборник статей под общей редакцией М.В. Гордина и А.И. Ланшина. Труды ЦИАМ 1362. М. ЦИАМ, 2020 г.
7. Положение о порядке создания и объёме испытаний демонстрационного двигателя-прототипа нового поколения для магистральных самолетов гражданской авиации. 2007.
8. Опыт организации научно-исследовательских работ по созданию научно-технического задела применительно к перспективным авиационным двигателям. А.И. Ланшин. Сборник Проблемы управления научными исследованиями и разработками - 2017. Труды научно-технической конференции (26 октября 2017, Москва) под общей редакцией А.В. Дутова, Д.А. Новикова. М. ИПУ РАН, НИЦ "Институт им. Н.Э. Жуковского", 2017, стр. 119-127.
9. Роль и место математического моделирования в создании перспективных авиационных двигателей. В.Е. Макаров. Сборник статей под общей редакцией М.В. Гордина и А.И. Ланшина. Труды ЦИАМ № 1362. М. ЦИАМ, 2020 г.
10. Концепции авиационных двигателей для перспективных пассажирских самолетов авт. М.В. Гордин, В.А. Палкин. Журнал "Авиационные двигатели" [3 (4)] 2019 г.
11. Роль и место экспериментальных исследований в создании перспективных авиационных двигателей авт. В.И. Бабкин, В.И. Солонин. // Двигатель, № 4, 2015 г.



Экспозиция ЦИАМ с макетом экспериментальной ЛЛ на МАКС

2020 ГОДЪ.



ДВУХМЬСЯЧНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ЖУРНАЛЪ



DVIGATEL

XXI

ГОДЪ ИЗДАНИЯ

CXIII

DVIGATEL

*Fieri faciendo opere*

*Дело делается делаящими дело*

*Business is doing business*

La seule revue technique „Le Moteur“

Die einzige technische Zeitschrift „Der Motor“

The sole technical review „The Motor“

РЕДАКЦИЯ: Москва, Леворотово, Красноказарменная, 13 тел. 8 495 362 7691

# ДВИГАТЕЛЬ

двухнедельный научно-технический журнал

Уважаемые коллеги!

Старейший отечественный научно-технический журнал "Двигатель" (первый номер вышел в 1907 г.) продолжает выполнять непростую задачу по информационной поддержке предприятий, организаций и отдельных коллективов, занимающихся решением различных проблем отечественной промышленности и реальным созданием техники будущего. Благодаря активной работе редакции, редакционно-совета и авторов журнал стал популярным и авторитетным среди как профессиональных инженеров и учёных, так и тех, кто только встает на этот путь.

Мы знаем свою аудиторию. Наш журнал читают не только двигателисты, но и специалисты различных отраслей промышленности: ученые отраслевых и академических институтов, разработчики ракетно-космической, авиационной, автомобильной, корабельной, железнодорожной, энергетической и другой техники, инженеры промышленных предприятий и эксплуатирующих организаций, студенты и аспиранты ВУЗов, старшеклассники.

Создание новой техники невозможно без совершенствования технологий, поэтому значительное место на страницах журнала уделяется производственным и информационным технологиям, измерительному и испытательному оборудованию. В журнале публикуются материалы и для тех, кому интересна история развития машин и механизмов, техники в целом, интересуется судьбой компаний, фирм и предприятий, а также людей, которыми всё это развитие движется.

Мы выпускаем 6 номеров в год (выход из печати в конце четного месяца). Тираж - от одной до семи тысяч экземпляров.

Журнал с 2002 года включён в Перечень ВАК (сейчас - № 1493 в общероссийском Перечне 2020 г.) по тематикам 05.04.02, 05.04.12 и 05.07.05 комиссий ВАК; индексируется в базах данных РИНЦ (НЭБ eLIBRARY.RU). Все статьи выкладываются на сайте журнала [www.dvigately.ru](http://www.dvigately.ru) одновременно с выходом журнала из печати или даже несколько опережая появление типографского варианта. Все статьи, заявленные как соискательские, попадают в библиотеку eLibrary. Публикация статей осуществляется в кратчайшие сроки. Стоимость опубликования статей по тематикам ВАК с 2020 года составляет 10 тыс. руб. за одну журнальную полосу и предназначена только на покрытие типографских расходов (печать и бумага).

Стоимость размещения рекламно-информационных материалов на 2020 г. составляет: 25 тыс. руб. за одну страницу рекламного модуля и 12 тыс. руб. за одну полосу рекламно-информационной статьи. Возможны скидки при регулярных публикациях.

Если тема Ваших публикаций укладывается в наши ВАКовские тематики, размещайте свои научные статьи в старейшем отечественном научно-техническом журнале России. Это надёжно, солидно, красиво и не накладно.

Уверен, что наша совместная работа будет способствовать укреплению научно-технической мощи России.

С глубоким уважением и наилучшими пожеланиями,  
Главный редактор журнала "Двигатель",  
академик МИА  
Александр Иванович Бажанов



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

# К 100-летию плана ГОЭЛРО

В 2020 году исполнилось ровно 100 лет, как был принят первый в России перспективный план развития, который был выполнен в полном объеме и послужил базисом для всего последующего развития страны. Это был план Государственной электрификации России, который известен всем нам как план ГОЭЛРО – в духе изблюбленных в 20-е годы аббревиатурных сокращений длинных названий. Для принятия этого плана 22-29 декабря 1920 года был специально созван внеочередной, VIII Съезд Советов, на котором Глеб Максимилианович Кржижановский – друг и соратник руководителя страны В.И. Ленина зачитал доклад руководимой им комиссии, подготовленный за короткий срок из материала, накапливаемого им и другими специалистами долгие годы. Во вводной части к Трудам комиссии по ГОЭЛРО, по которым и был сделан доклад, Г.М. Кржижановский писал: "Составить проект электрификации России, это означает – дать красную руководящую нить для всей созидательной хозяйственной деятельности, построить основные леса для реализации единого государственного плана народного хозяйства".

План ГОЭЛРО был планом не только энергетики и электрификации, но и первым в мире планом комплексного развития народного хозяйства.

В 1914 году, близ Богородска (ныне Ногинск) соорудили торфяную электростанцию "Электропередача", энергия от которой передавалась потребителям в Москве по высоковольтной линии напряжением в 70 кВ.

Кроме того, впервые в России эту станцию включили параллельно другой. Ею стала работавшая в Москве с 1897 года электростанция на Раушской набережной (ныне 1-я

ливных месторождений и в бассейнах рек, о связывании этих станций развитой сетью электропередач. Реакция государственных властей была близка к нулевой...

К концу 1917 года в России (особенно в обеих столицах) сложилось катастрофическое положение с топливом: бакинская нефть и донецкий уголь оказались недоступны. И встали почти все из уже имевшихся тогда в России тепловых электростанций, работавших на этом ископаемом топливе.

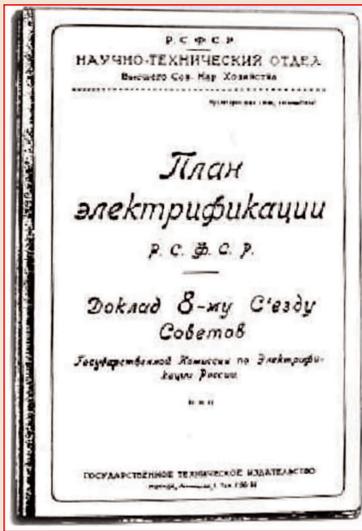
В ноябре того же 1917 года Ленин по предложению имевшего пятилетний опыт работы на торфяной электростанции инженера И.И. Радченко дал указание о строительстве под Москвой Шатурской торфяной электростанции и комплекса по разработке топлива "Шатурторф". Одновременно дали ход работам Г.О. Графтио по проектированию Волховской гидроэлектростанции под Петроградом. В январе 1918 года состоялась "I Всероссийская конференция работников электропромышленности", которая предложила создать орган для руководства энергетическим строительством. Такой орган, Электрострой, появился уже в мае того года. Одновременно с ним был образован Центральный электротехнический совет (ЦЭС) – преемник и продолжатель всероссийских электротехнических съездов. В состав его вошел цвет русской электротехнической науки: И.Г. Александров, А.В. Нунтер, Г.О. Графтио, Р.Э. Классон, А.Г. Коган, Т.Р. Макаров, В.Ф. Миткевич, Н.К. Поливанов, М.А. Шателен и многие другие.

В декабре 1918 года ЦЭС организовал Бюро по разработке общего плана электрификации страны, а примерно через год Кржижановский послал Ленину свою статью "Задачи электрификации промышленности" и получил на нее восторженный отклик и просьбу написать об этой проблеме популярно. Буквально за неделю Кржижановский написал специальную брошюру, она была моментально издана. Совет Труда и Обороны (СТО) утвердил, а Ленин подписал положение о Комиссии ГОЭЛРО – Государственного плана электрификации России. Комиссия состояла из девятнадцати человек во главе с Кржижановским. План ГОЭЛРО с рядом замечаний и дополнений был принят Советом народных комиссаров, который выпустил 21 декабря 1920 года постановление "О плане электрификации России", окончательно одобренный на VIII съезде Советов.

В декабре 1918 года ЦЭС организовал Бюро по разработке общего плана электрификации страны, а примерно через год Кржижановский послал Ленину свою статью "Задачи электрификации промышленности" и получил на нее восторженный отклик и просьбу написать об этой проблеме популярно. Буквально за неделю Кржижановский написал специальную брошюру, она была моментально издана. Совет Труда и Обороны (СТО) утвердил, а Ленин подписал положение о Комиссии ГОЭЛРО – Государственного плана электрификации России. Комиссия состояла из девятнадцати человек во главе с Кржижановским. План ГОЭЛРО с рядом замечаний и дополнений был принят Советом народных комиссаров, который выпустил 21 декабря 1920 года постановление "О плане электрификации России", окончательно одобренный на VIII съезде Советов.



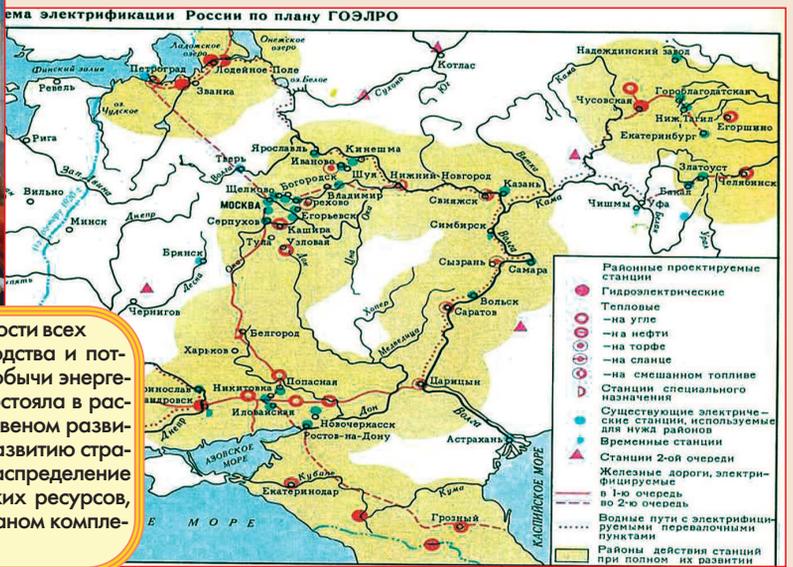
Обсуждение плана ГОЭЛРО. Слева направо: К.А. Круг, Г.М. Кржижановский, Б.И. Угрюмов, Р.А. Ферман, Н.И. Вашков, М.А. Смирнов



МОГЭС). В 1915 году, в разгар Первой мировой войны, на совещании по проблеме использования подмосковного угля и торфа выступил с докладом директор "Электропередачи" Г.М. Кржижановский. Тогда он высказал главные принципы энергостроительства, которые через пять лет стали основой плана ГОЭЛРО. На электротехнических съездах ученые и инженеры принимали резолюции о государственном значении электроснабжения, о необходимости сооружения крупных электростанций вблизи топ-



В плане ГОЭЛРО были соединены принципы взаимосвязанности всех звеньев энергетического хозяйства, оптимизации баланса производства и потребления различных видов энергии в сочетании с возможностями добычи энергетических ресурсов. Основная научная концепция плана ГОЭЛРО состояла в рассмотрении народного хозяйства как целостной системы, ключевым звеном развития которой является электрификация страны. Системный подход к развитию страны, объединяющий на основе энергетики производство, передачу, распределение и использование электрической и тепловой энергии и энергетических ресурсов, связь и транспорт позволил считать план ГОЭЛРО первым в мире планом комплексного развития народного хозяйства, рассчитанный на 10-15 лет.



План ГОЭЛРО объединял две основные программы: А и Б.

Программой А плана ГОЭЛРО предусматривалось восстановление и реконструкция довоенной электроэнергетики.

Программой Б плана ГОЭЛРО предусматривалось до 1935 г. строительство 30 районных электростанций (20 тепловых и 10 ГЭС; последнее - было внове как широкая программа действий):

В Северном районе - 4;  
Центрально-промышленном - 6;  
Волжском - 4;  
Южном - 5;  
На Урале - 4;  
На Кавказе - 4;  
В Сибири и Туркестане - 3

Предполагалось увеличить более чем в 2 раза объём промышленной продукции за счет механизации и автоматизации на базе электрификации при преимущественном развитии тяжелой промышленности - как основа дальнейшего развития страны.

Предусматривалось создание новых индустриальных центров, строительство 30 тыс. километров железных дорог.

**М**ы попросили поделиться своим мнением о значимости этого плана человека, всю жизнь свою связавшего с развитием энергетики современной России - ректора недавно отметившего 90-летие ведущего энергетического вуза страны - научно-исследовательского университета (НИУ) МЭИ, доктора технических наук Николая Дмитриевича Роголёва.



**Николай Дмитриевич Роголёв,**  
профессор, д.т.н., ректор НИУ "МЭИ"

План ГОЭЛРО, то есть Государственный план электрификации России, по-настоящему уникален. До него ни одно государство не задумывало и не запускало масштабного, общенационального решения в сфере энергетики и развития промышленности. План определил всё промышленное развитие страны и фактически дал возможность индустриализации страны. План ГОЭЛРО был объявлен государственной задачей, определяющей будущее страны. 21 декабря 1920 года, день, когда этот план был утвержден декретом совета народных комиссаров, и стал нашим главным праздником - Днём энергетика.

Изначально в России не было достаточных мощностей для производства собственного энергооборудования. Ряд дореволюционных предприятий, таких, как московский завод "Динамо", не покрывал всех запросов отрасли. Потому, к середине 30-х годов появились новые заводы. Это "Электрозавод" (Москва), "Красный котельщик" (Таганрог), Турбогенераторный завод имени С.М. Кирова (Харьков). Как следствие, в 1934 году энергомашиностроение СССР уже покрывало потребности страны в энергоагрегатах. К 1935 году советская энергетика вышла на уровень мировых стандартов и заняла третье - после США и Германии - место в мире. По истечении 15 лет действия ГОЭЛРО, план электрификации был перевыполнен почти в три раза.

К реализации плана - в особенности к первому этапу монтажа нового заводского оборудования, привлекались зарубежные компании и зарубежные специалисты. Следует помнить, что охватившая мир Великая Депрессия начала 30-х и сделала доступной многое из продукции зарубежных стран, и позволила привлечь к разработке наших задач иностранных специалистов - внезапно оказавшихся слабо загруженными дома. Однако и сам план электрификации, и расчёт необходимых мощностей, и проектирование новых заводов - заслуга исключительно российской электротехнической школы, бывшей тогда и остающейся и по сей день одной из сильнейших в мире.

План сыграл в жизни нашей страны огромную роль: без него вряд ли удалось бы вывести СССР в столь короткие сроки в число самых развитых в промышленном отношении стран мира. Реализация этого плана сформировала, по сути дела, всю отечественную экономику и до сих пор в значительной мере её определяет. Строительство экономики с опорой на энергетику - задача, сохраняющая свою актуальность, особенно в свете цифровой революции и построения "Индустрии 4.0".

И несколько слов о современном состоянии дел в энергетике и основных перспективах её развития

Говоря о перспективах развития системы производства и

распределения энергии, следует помнить, что надо иметь в виду весь комплекс энергопроизводства в целом. Так, наименьшее воздействие на природу при выработке электроэнергии среди массово используемых систем оказывают ядерные электростанции, а также газовые и парогазовые системы, поскольку выброс и от тех и от других заключается в основном в водяных парах и "тепловом хвосте", обычно, весьма успешно используемом близлежащими городами при решении производственных и коммунальных задач. Однако же, вопрос захоронения ядерных отходов АЭС и рекультивации зон газодобычи - серьёзные задачи, требующие своих особых подходов. Обеспечение утилизации отходов - самая важная часть в безопасности эксплуатации АЭС.

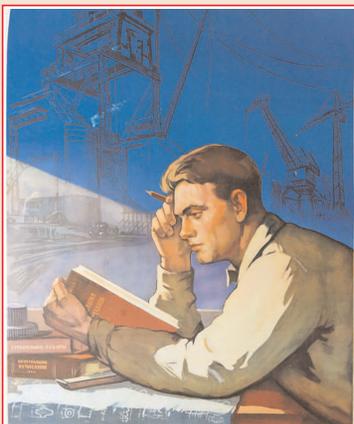
В России действуют 10 стационарных АЭС и одна принципиально новая - плавучая. Плавучие АЭС - это перспективная альтернатива развития энергетики: вместо масштабного капиталоемкого строительства, государства могут арендовать подобную плавучую АЭС и оперативно покрыть потребности в энергии для экономического развития.

Складирование и переработка ядерных отходов - серьёзная, но понятная задача для российских энергетиков. В России нарабатан, пожалуй, самый богатый опыт решения таких задач. Вопрос безопасности АЭС и отходов её деятельности остаётся в приоритете и для научного сообщества. Можно сказать, что мы умеем решать вопрос с утилизацией отходов АЭС, и всё время совершенствуем действующие методики, делая главный акцент на безопасности этого процесса.

Популярные же сейчас в СМИ методы "экологически чистой энергетики", на самом деле весьма неопределённые. И далеко не настолько безвредны для природы. Так, например, непосредственное использование энергии солнца в фотоэлектротрансформаторах требует элементов, чье производство и утилизация - довольно "грязный" с точки зрения экологии процесс. А ветровые электростанции - ещё одна любовь пропагандистов таких систем энергодобычи - генерируют достаточно мощный низкочастотный шум инфразвукового уровня, так что даже животные покидают места их установки. Так что "зелёность" их весьма сомнительна.

Есть смысл говорить, скорее, о "возобновляемых источниках энергии" (ВИЭ) - ветре, солнце, тепле недр, морских приливах, горных реках и т.п. Каждый из этих методов может быть реализован в определённых зонах. Да и прошедшая снежная и холодная зима показала необходимость весьма аккуратного подхода к применению ВИЭ. Для России, формально, это перспективно. Практически же, доля возобновляемых источников пока невелика. На данный момент это примерно 1,5 % от общей генерации.

В принятой на правительственном уровне России программе поддержки развития ВИЭ (ДГПМ ВИЭ) к 2024 году планируется увеличение возобновляемых источников энергии в несколько раз. Предполагается, что на ВИЭ будет приходиться



**ЧТОБЫ СТРОИТЬ-НАДО ЗНАТЬ,  
ЧТОБЫ ЗНАТЬ-НАДО УЧИТЬСЯ**

ся 4...5 % от общего объёма установленной мощности всех электростанций.

С учетом существующей динамики, можно ожидать, что в долгосрочной перспективе доля ВИЭ будет только расти. Размеры и разнообразие нашей страны определяют разнообразие видов ВИЭ в будущем.

Гидроэнергетика, также относящаяся, к возобновляемым источникам энергии, имеет высокий потенциал развития. Общая тенденция развития ГЭС - снижение мощности генераторов при сохранении КПД для строительства станций средней и малой мощности.

Равнинные ГЭС требуют поддержания инфраструктуры, колоссальных капитальных затрат при строительстве. Кроме того, огромные площади отторгаемые при строительстве мощных ГЭС в равнинных районах, не всегда равнозначны объёму вырабатываемой на них энергии. Конкуренцию таким станциям составят ТЭС на газотурбинных технологиях и АЭС.

Современное состояние энергосистемы нашей страны ставит задачи обновления и модернизации производственных активов тепловой энергетики, поскольку примерно 60 % электроэнергии в РФ генерируется на ТЭС. По поручению правительства РФ в 2020 году в МЭИ завершили разработку крупнейшего инфраструктурного проекта в области энергетики будущего - научно-технической программы полного инновационного цикла "Энергетика больших мощностей нового поколения". Во многом на базе данной программы будет осуществлена модернизация существующих мощностей российской энергетики.

В долгосрочной перспективе - также как и в остальном мире, российская тепловая энергетика ориентирована на размещение мощных объектов генерации с высоким удельным коэффициентом полезного действия в местах добычи основных энергоносителей, и передачей электроэнергии к потребителю по ЛЭП. Также планируется активное внедрение ко- и тригенерации энергии, снижение экологической нагрузки от генерации.

Энергетика это комплексная вероятностная система, с длинными периодами окупаемости, высокими капитальными затратами, требующая всестороннего научного подхода при обосновании и принятии как стратегических, так и тактических решений. В рамках одной энергосистемы должны синхронно работать станции разных видов, многие технологические решения для получения положительного эффекта должны внедряться одновременно во всей системе при том, что у разных компаний-участников энергорынка разные собственники с индивидуальными стратегиями развития. В то же время улучшение КПД агрегата всего на 1 % по отрасли может дать значимый экономический эффект. Энергетика это зона высоких долговременных рисков.

И, конечно же, о нашей собственной деятельности: научного и учебного университета. Энергетика была и остаётся от-

раслью почти военной дисциплины. Цена принятых решений на любом уровне организационной иерархии любой энергокомпании высока. Электричество - продукт, который потребляется практически в момент производства, его нельзя изолировать в случае нарушения технологии. Качество энергии напрямую определяет качество жизни её потребителей, воздействуя на имеющееся в их распоряжении оборудование. Энергобезопасность, бесперебойное энергоснабжение абонентов - граждан, больниц, школ, предприятий промышленности, транспорта, ЖКХ - это основные обязательства, формирующие требования к работникам-энергетикам. Поэтому компетентность, твёрдые знания и высокая личная ответственность были и остаются главными требованиями отрасли.

Сейчас серьезно вырос уровень компетенций, запрос на ба-



зовую подготовку выпускника. На отрасль сильно влияет цифровизация и внедрение новых технологических решений. Однако НИУ "МЭИ" не зря налажил сотрудничество с ведущими отраслевыми компаниями, - "Россети", "Русгидро", "Газпромэнергохолдинг", "Росэннергоатом", "Силовые машины", предприятиями концернов Росатома, Минпромторга и другими компаниями. Это партнерство позволяет нам выпускать специалистов, уже прошедших подготовительную практику и понимающих уровень инженерных и производственных задач на предприятиях. Наши выпускники практически не нужно "доучивать" - они сразу выходят полноценными специалистами. Сегодня мы сохраняем эту высокую планку, все наши выпускники - это наша гордость.



В Петрограде и прилегающем районе планом ГОЭЛРО было намечено построить Волховскую, Верхне- и Нижнесвибскую ГЭС, в пригороде - ТЭС на торфе.

Для стратегического руководства планом ГОЭЛРО, 5 октября 1921 года было принято постановление СТО "Об учреждении Государственного центрального электротехнического института (ГЦЭИ)", в 1925 году переименованного во Всесоюзный (ВЭИ), получивший впоследствии имя В.И. Ленина.

В московском экономическом районе начали строиться Новомосковская и Каширская электростанции на подмосковном угле, а также Шатурская - на торфе.

Для электроснабжения городов Поволжья было решено построить ГЭС вблизи Царицына (Волгограда), Саратова, Сызрани, Казани.

Электроснабжение промышленного Урала было намечено проводить на базе местных углей.

Планировалось строительство Кизиллов-

кой, Челябинской, Егоршинской тепловых электростанций.

Программа "А" плана была выполнена уже в 1926 году.

А к 1931 году (минимальному десятилетнему сроку) были перевыполнены все планы программы Б по энергостроительству. Вместо запроектированных 1750 кВт новых мощностей ввели в эксплуатацию 2560 кВт, а производство электроэнергии только за один последний год увеличилось почти вдвое.

# ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ВАРИАНТЫ РЕМОТОРИЗАЦИИ САМОЛЕТА АН-2 РОССИЙСКИМИ МОТОРАМИ

Сергей Борисович Борисенко, "Технорегион"

Наша компания более 25 лет работает на самолётах Ан-2. Выполняем авиахимработы, лесоавиационные работы по всей России от Краснодарского края до Архангельской, Иркутской областей. В сезон используем до 20 самолётов одновременно.

Но самолёт Ан-2 1947 г. разработки давно морально и физически устарел, имеет очень большой вес и расход ГСМ для своей полезной нагрузки.

В настоящее время в России никто не проектирует современный самолет на замену Ан-2, как недорогого труженика.

По этой причине мы приняли решение самим взяться за это дело: в 2014 году создали производственно-конструкторскую компанию "Технорегион", построили производственные ангары 16 x 60 м, приобрели оборудование, получили лицензию на деятельность в Минпромторге.

Первое, что мы сделали - убрали нижнее крыло у Ан-2 и значительную часть древней электроники. Самолет TP-301 стал на 500 кг легче и расход топлива упал на 40 %. Но при этом остались остальные многие недостатки самолёта Ан-2.

Затем мы попробовали ремоторизовать самолёт: вместо заслуженного поршневого двигателя АШ-62ИР мы установили турбовинтовой двигатель чешского производства Вальтер М601. Самолёт TP-301ТВ стал прекрасной заменой самолёта Ан-2. Мы его выставили на Международном авиасалоне МАКС-2017 и МАКС - 2019.

По всем характеристикам он превзошел Ан-2: по скорости, высотности, скороподъемности, шумам, вибрациям, расходу топлива и масла. Использует недорогой керосин, легко запускается при минусовых температурах.

Но тут мы столкнулись с основной проблемой российской лёгкой авиации - отсутствием недорогого российского мотора. Стоимость иностранных моторов начинается от 500 тысяч долларов США. В результате стоимость самолета вылетает в заоблачные размеры. С чем столкнулись и Новосибирцы с ТВС-2МС.

Главная черта самолёта Ан-2 это простота и дешевизна. Стоимость Ан-2 после капитального ремонта составляет около 8 млн рублей. Эта цена как-то ещё окупается эксплуатантами. Но цена 80 млн руб., а тем более 120...150 млн рублей - это нереальная, некупаемая цена. Ну продадут 5 - 10 - 30 самолётов государственным компаниям, а где самолеты для реальных россиян?

Сейчас в России числится 3 тыс. легких самолётов, а в США их 220 тыс., во Франции - 40 тыс. Мы с такой огромной территорией самая неразвитая страна в мире в области легкой авиации. Для покрытия потребности страны в легких самолётах уже сегодня нам надо производить 3 - 5 - 10 тыс. самолётов в год, а не жалкие 20 - 30 штук, да и те в далеком будущем.

Сейчас в России находятся порядка 1,5 тыс. самолётов Ан-2. Ресурс планера Ан-2 составляет 20000 часов, календаря нет. Наши самолёты имеют наработку до 5 тыс. часов, т.е. остаток ресурса более 10 тыс. часов, им еще лет 20 можно летать.

## Проблема в недорогом моторе.

Лет 5 назад мы озаботились и этой проблемой. Изучили устройство чешского двигателя М601, обратились в МАИ, где проработали возможность доработки-изменения его под современные возможности и материалы. Трижды обращались в Минпромторг с просьбой финансирования такой разработки, на что получали ответ, что мы типа "лицом не вышли". Ну не вышли, так не вышли, а летать-то на чем? Основная задача - сделать цену ремоторизованного са-



молёта не более 12...18 млн руб., чтоб российские потребители имели возможность его быстро окупить. И эта задача вполне реальна и выполнима.

Мы пробовали разные варианты: изучили автоконверсии

и прекрасных японских автодвигателей, вели переговоры с украинской компанией "Мотор-Сич".

На сегодня мы видим 3 варианта недорогой ремоторизации самолета Ан-2:

1. Применить два турбовальных двигателя ГТД-350 от вертолёта Ми-2 мощностью по 420 л.с., работающих через карданные валы и обгонные муфты на один редуктор и пропеллер. Двигателей ГТД-350 в свое время было произведено около 11 тыс. штук, много их на складах и российские заводы их за недорого капитально ремонтируют. Мне не понятно, почему по такой схеме работают множество вертолётов, а для самолётов её не применяют. Мое мнение, это очень перспективная схема, хотя и несколько тяжелее однодвигательной. Сейчас такой самолет TP-301Твин проходит испытания и надеемся представить его на МАКС-2021.

2. Поскольку автомобильные двигатели строители лет на 40 ушли вперед в развитии, мы взяли за основу не импортный, а российский двигатель ЗМЗ-409 мощностью 150 л.с. (2,7 л), который производится серийно. Применив современные возможности, этот мотор легко можно турбировать до 400 л.с. на взлетном и до 200 л.с. на крейсерском режимах. А применив предыдущую двухмоторную схему, обеспечим мощность и надежность. Новый мотор ЗМЗ-409 куплен и проходит модернизацию. Новый самолёт TP-301Твин будет несколько тяжелее, но его расход топлива будет вдвое ниже предыдущего, да и цена будет дешевле, не более 14 млн руб. Надеемся представить рабочий экземпляр на МАКС-2021.

3. Раньше на вертолёте Ми-8 использовали турбовальные двигатели ТВ2-117 мощностью 1500 л.с. Их было произведено 22 тыс. шт. Затем стали производить ТВ3-117, которые плавно заменили ТВ2-117, и сейчас на складах двигателей ТВ2-117 много, и их российские заводы недорого капитально ремонтируют. Если к мотору ТВ2-117 добавить винт АВ-2 и редуктор, то получится прекрасный самолёт-биплан TP-302/117, аналог самолёта Ан-3, но с большей грузоподъемностью (до 3 тонн).

Все эти варианты полностью российской комплектации, недорогие (до 15...18 млн руб.), позволят в короткий срок ремоторизовать существующие 1,5 тыс. самолётов Ан-2, быстро погасить потребность в таких самолётах.

А за это время можно разработать уже новые аналогичные самолёты по такой же цене. Но это другая тема - и вполне реальная.

Ищем инвесторов для реализации этих идей.



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



# УПРАВЛЕНЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ФИНАНСОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ АО "ОДК"

ФГБОУ ВО Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева:  
**Игорь Исаакович Ицкович**, к.т.н., доцент кафедры экономики, менеджмента и экономических информационных систем  
**Ольга Владимировна Камакина**, к.э.н., доцент, зав. кафедрой экономики, менеджмента и экономических информационных систем

Статья раскрывает принципы финансового планирования и управления компанией АО "ОДК", следующие из проведенного авторами анализа открытой бухгалтерской отчетности управляющей компании за период 2016–2018 гг. The article reveals the principles of financial planning and management of the UEC JSC company, following from the analysis carried out by the authors of the open accounting statements of the management company for the period 2016–2018.

Ключевые слова: финансовая деятельность компании, управленческий анализ финансовой отчетности.  
 Keywords: financial activities of the company, management analysis of financial statements.

Актуальность нашего исследования определяется интересом читателей, ранее или в настоящее время работающих в двигателестроении. В основе анализа лежит раскрытие экономической модели управляющей компании АО "ОДК", описываемой в общем виде известной формулой (1):

$$\text{Выручка} - \text{Полная себестоимость продукции} - \text{Прибыль от продаж} = 0. \quad (1)$$

Для обнаружения управленческой модели компании требуется в данных открытых бухгалтерских отчетов (бухгалтерских балансов, отчетов о финансовых результатах и движении денежных средств) найти устойчивые соотношения, взаимосвязи:

- выручки от продаж компании АО "ОДК" и её дочерних предприятий;
- факторов формирования себестоимости продукции управляющей компании;
- собственного капитала и результатов финансовой деятельности управляющей компании.

Для анализа отчетов АО "ОДК" нами принят прозрачный период 2016-2018 годов, т.е. до слияния управляющей компании с фирмой "Салют".

В результате проведенного анализа данных открытой бухгалтерской отчетности АО "ОДК" были показаны:

- устойчивые отношения выручки управляющей компании к консолидированной выручке всей корпорации (агентские поступления), а также полной себестоимости продукции к фонду оплаты труда управляющей компании;
- наличие в себестоимости управляющей компании избыточного объема (возврата), перечисляемого обратно, после продаж продукции, её дочерним предприятиям и прочим поставщикам;
- обнаруженные в анализе бухгалтерской отчетности соотношения (таблица) и полученная по ним управленческая модель АО "ОДК" (формулы 2, 3, 4).

В результате анализа данных бухгалтерских отчетов установлено:

- базой финансового планирования управляющей компании являются заранее заданные фонд оплаты труда и чистая прибыль;
- финансовым источником доходов АО "ОДК" являются агентские отчисления из консолидированной выручки, а также дивиденды от инвестирования части собственного капитала управляющей компании;
- управляющая компания АО "ОДК" гарантированно оставляет себе из агентских отчислений планируемые суммы ФОТ и чистой прибыли, поэтому коммерческие риски АО "ОДК" отсутствуют, и она - некоммерческое предприятие (согласно устава).

Данные бухгалтерских отчетов АО "ОДК" и вычисленные по ним результаты анализа (тонированный фон) приведены в таблице.

## Комментарии к таблице результатов управленческого анализа АО "ОДК":

1. **Агентские.** Управляющая компания в рассмотренный период стабильно отчисляет в дочерних предприятий шестую часть (или 17 %) выручки (агентские отчисления), что приводит к снижению рентабельности продукции на  $0,17 \cdot (1 + r)$ , где  $r$  - плановая

Таблица  
 Управленческий анализ отчетности компании АО "ОДК" (млн руб.)

	Наименование, год	2016	2017	2018
1	Активы	180691	211526	309837
2	Собственный капитал	109141	127024	203126
3	Чистая прибыль	639	1737	7737
4	Рентабельность активов, %	0,35	0,82	2,49
5	Рентабельность собственного капитала, %	0,58	1,36	3,80
6	Выручка	32280	34437	42184
7	Основные средства	66	61	151
8	Штатная численность персонала, чел.	422	445	500
9	Производительность труда, млн руб. на чел.	76,5	77,4	84,37
10	Фондовооруженность, млн руб. на чел.	0,156	0,137	0,302
11	Фондоотдача, руб. на руб. осн. сред.	489,1	564,54	279,36
12	Консолидированная выручка ОДК	189578	236001	244790
13	Доля выручки УК в выручке ОДК (агентские в выручке)	0,17	0,146	0,17
14	Прибыль от продаж	1632	2279	7176
15	Полная себестоимость продукции	30648	32158	35008
16	Рентабельность продукции УК, %	5,32	7,08	20,50
17	Фонд оплаты труда (ФОТ)	856	1055	1188
18	Накладные расходы	5669	-2853 (дир.)	-948 (дир.)
19	Доля ФОТ в полной себестоимости	0,0279	0,0328	0,0339
20	Средний ФОТ на одного работника в год	2,028	2,371	2,376
21	Средняя заработная плата, в месяц, тыс. руб.	130	152	152
22	Материалы, в запасах	11	20	40
23	Основное производство (незавершенка)	34	21	676
24	Платежи поставщикам (возврат)	23861	33956	34768
24.1	- в т.ч. дочерним организациям	20522	28948	33748
24.2	- прочим поставщикам	3339	5008	1020
25	Дивиденды, полученные (в выручке)	1212	1987	5813
26	Чистая прибыль плюс полученные дивиденды в выручке (доход УК)	1851	3724	13550
27	Отношение дохода УК к собственному капиталу	0,017	0,023	0,067

рентабельность продукции при ценообразовании.

Например, при рентабельности  $r = 20 \%$ , фактическая рентабельность продукции предприятия составит:

$(0,20 - 0,17 \cdot (1 + 0,20)) = 0$ , так, при  $r = -0,20$  фактическая рентабельность двигателя Д 049 составляла  $r = -0,40$  (минус сорок процентов). После вычета из составившей доли выручки расходов на свое содержание (ФОТ + прибыль от продаж), управляющая

компания возвращает остаток агентских дочерним предприятиям и прочим поставщикам... по своему усмотрению. В результате, упавшая от поступления агентских в УК рентабельность продукции предприятия несколько увеличивается.

**2. Возвраты агентских.** В годовых отчетах о финансовых результатах УК поступившая выручка (агентские) указана параллельно с соответствующими производственными затратами корпорации, что представляет УК, как полноценный участок производства двигательной продукции. **На самом деле, УК может истратить только расходы на свое содержание** (ФОТ, накладные и прибыль от продаж).

**Производственные затраты по созданию двигательной продукции в УК невозможны, т.к. у неё нет необходимых для этого основных средств, материалов и людей.** Это подтверждают наши расчеты:

- недопустимо низкая для производства ГТД фондовооруженность персонала УК (ниже завода в 15 раз),
- необыкновенно высокая (в 20 раз выше завода) производительность труда в УК,
- отсутствие в УК приемлемых остатков незавершенного производства и запасов материалов.

Следовательно, из агентских в УК создаются неиспользованные остатки выручки (возвраты), из которых УК и "оплачивает поставщикам" - дочерним предприятиям и прочим организациям, по усмотрению УК. Это видно в отчетах о движении денежных средств.

**3. Фонд оплаты труда.** ФОТ виден в отчете о движении денежных средств, штатная численность персонала, всего 422 - 500 человек, показана в годовых отчетах АО "ОДК". Средняя заработная плата в АО "ОДК" равна удвоенной по региону (Москва), что соответствует принятым подходам к высокотехнологичному производству. Обнаружено стабильное отношение ФОТ к полной себестоимости продукции АО "ОДК" (0,030). Используем это в разработке модели управления фирмой.

**4. Накладные расходы.** Накладные расходы вычисляем по формуле:

**Накладные = Выручка - Возврат - ФОТ - Прибыль от продаж,** (2)

В 2017 и 2018 годах накладные АО "ОДК" дотировались (отрицательные) из остатка средств прошлых периодов.

**5. Рентабельность собственного капитала АО "ОДК".** Данная управляющая компания сама не является коммерческой организацией, но управляет коммерческими предприятиями ПАО "ОДК-...". При этом, УК финансируется за счет установленного на данный год ФОТ и коэффициента к необходимой чистой прибыли, а также

может получать дивиденды от приобретенных ценных бумаг других предприятий.

Отношение суммы чистой прибыли и полученных дивидендов к собственному капиталу УК (рентабельность собственного капитала) составляло 1,7 - 2,3 и 6,7 %, что ниже рентабельности депозита в Сбербанке и не интересно для инвесторов. Это еще раз подтверждает некоммерческий характер АО "ОДК".

**6. Управленческая модель АО "ОДК".** Учитывая показанные в таблице результаты анализа, на основе уравнений (1 и 2), получим формулы (3 и 4) вида:

$$0,17 \cdot V_k - 33 \cdot \text{ФОТ} - \text{Прибыль от продаж} = 0, \quad (3)$$

$$V_{\text{оз}} = 0,17 \cdot V_k - \text{ФОТ} - \text{Накладные} - \text{Прибыль от продаж}, \quad (4)$$

где:  $V_k$  - консолидированная выручка всей корпорации ОДК (УК плюс дочерние предприятия);

**ФОТ** - заработная плата персонала АО "ОДК" (включая соотчисление);

$V_{\text{оз}}$  - возврат управляющей компанией остатка агентских дочерним предприятиям и прочим поставщикам;

**Накладные расходы** - необходимые накладные расходы АО "ОДК";

**Прибыль от продаж** - отчетная прибыль от продаж АО "ОДК".

Полученные модели (3 и 4) управления АО "ОДК" для периода 2016-2018 годов позволяют увязывать (балансировать) консолидированную выручку, агентские отчисления, фонд оплаты труда, необходимые накладные расходы и прибыль от продаж управляющей компании АО "ОДК".

**Вывод.** Выполненный анализ открытой бухгалтерской отчетности АО "ОДК" и полученная управленческая модель периода 2016-2018 гг. показали принципы принятия финансовых решений, дали им экономическую оценку, и позволяют читателям журнала объективно рассматривать хозяйственные процессы в отечественном двигателестроении. **!**

### Литература

1. Бернштейн Л.А. Анализ финансовой отчетности: теория, практика и интерпретация. Пер. с англ. М., Финансы и статистика, 1996. - 624 с.
2. Открытые годовые бухгалтерские отчеты АО "ОДК" за 2016-2018 гг. (Интернет, сайт АО "ОДК").
3. Статьи Ицковича И.И. и Камакиной О.В. в журнале "Двигатель" 2019-2020 гг.

Связь с авторами: [iitskovichi@yandex.ru](mailto:iitskovichi@yandex.ru)  
[kamakina@mail.ru](mailto:kamakina@mail.ru)

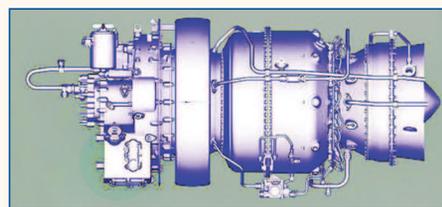
## ИНФОРМАЦИЯ. Модернизация ВК-2500П. Разработка ВК-1600В

Испытания двигателя ВК-2500П, начатые в октябре 2019 года, завершены. В октябре 2020 г. в АО "ОДК-Климов" их успешное проведение подтверждено вручением акта государственных стендовых испытаний. Стендовые испытания проводились после проведенной модернизации, направленной на совершенствование двигателя с учётом опыта боевого применения ударных вертолётов Ми-28НМ в Сирии. Испытания подтвердили соответствие характеристик модернизированного двигателя требованиям МО РФ. В настоящее время двигатель готов к серийному производству.



По своим техническим возможностям и эксплуатационным качествам ВК-2500П соответствует современным требованиям, предъявляемым к вертолётным двигателям. Турбовальный двигатель ВК-2500П - наиболее совершенная модификация двигателя ВК-2500, который устанавливается на вертолётах "Миль" и "Камов". В ходе модернизации двигатель получил новую систему автоматического управления (БАРК-6В-7П) и защитную противопомпажную систему, которая восстанавливает штатную работу двигателя после его остановки при возникновении помпажа от попадания пороховых или выхлопных газов.

В АО "ОДК-Климов" на базе ВК-2500 создаётся двигатель ВК-1600В. Предполагается, что ВК-1600В мощностью 1600 л.с. будет устанавливаться на вертолёт Ка-62, который пока летает с французским двигателем. Уже создана компьютерная 3D-модель



двигателя ВК-1600В и предъявлена макетной комиссии. Рассмотрение облика нового двигателя макетной комиссией - важный этап ОКР. Задача макетной комиссии заключалась в рассмотрении конструкции изделия для определения объёма и методов проведения сертификационных работ и испытаний в соответствии с действующими нормативными документами.

В начале 2021 года планируется передать на стендовые испытания двигатель-демонстратор. Сертификация и начало серийного производства ВК-1600В планируется в 2023 году. **!**

# ОЦЕНКА ЗАПАСА ФИНАНСОВОЙ ПРОЧНОСТИ ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

ФГБОУ ВО Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева:

**Игорь Исаакович Ицкович**, к.т.н, доцент кафедры экономики, менеджмента и экономических информационных систем

**Ольга Владимировна Камакина**, к.э.н., доцент, зав. кафедрой экономики, менеджмента и экономических информационных систем

*В статье предложен авторский метод расчета запаса финансовой прочности предприятия по данным стандартной годовой бухгалтерской отчетности, когда линия выручки практически параллельна линии себестоимости продукции, из-за того, что все затраты относятся в сумме только на выпущенную продукцию (условно, "нет продукции - нет затрат"). Стандартный учет затрат не обеспечивает их разделение на условно-постоянные (не зависящие от программы производства) и условно-переменные (основные материалы, основная зарплата и соц. отчисления и т.п.), что необходимо для расчета критической точки. Выход нами предлагается в использовании известного или оптимального значения доли постоянных затрат в себестоимости продукции (в т.ч. для ГТД оптимально  $K_c = 0,4$ . См. нашу статью в журнале "Двигатель" № 1, 2020 г.).*

*The article suggests the author's method for calculating the financial strength of the enterprise according to the accounting annual reports, when the revenue line is almost parallel to the cost of production, due to the fact that all costs are related in total only to the products produced (conditionally, "no products - no costs"). Such cost accounting does not ensure their division into conditionally constant (independent of the production program) and conditionally variable (basic materials, basic salary, and social security deductions, etc.), which is necessary for calculating the critical point. We suggest using the optimal value of the share of fixed costs in the cost of production, which for the production of gas turbine engines is  $K_c = 0.4$  (see our article in the magazine ENGINE No. 1, 2020).*

**Ключевые слова:** запас финансовой прочности, финансовая устойчивость промышленного предприятия.  
**Keywords:** financial safety margin, financial stability of an industrial enterprise.

Отечественные предприятия не оценивают в годовом отчете запас финансовой прочности, т.к. в стандартном бухгалтерском учете нет разделения затрат на условно-постоянные и переменные. Однако, рассчитать запас финансовой прочности полезно, чтобы знать критическую точку программы производства (когда прибыль равна нулю) и запас выручки до убытков.

В данной статье предложена авторская методика оценки запаса финансовой прочности предприятия по данным стандартной бухгалтерской отчетности, т.е. без предварительного выделения постоянных затрат, а также приведен пример расчета и сравнения запасов финансовой прочности ряда отечественных двигателестроительных предприятий за 2019 год.

Из теории финансового анализа [1] известна формула расчета критической выручки предприятия  $W_{кр}$ , при которой прибыль предприятия станет равна нулю:

$$W_{кр} = Z_c / (1 - (Z_v / W)), \quad (1)$$

где:  $Z_c$  - постоянные затраты предприятия в плановом периоде;

$Z_v$  - переменные затраты предприятия (зависящие от программы производства) в плановом периоде,

$W$  - выручка предприятия в плановом периоде.

Формулу (1) преобразуем к виду (2), учитывая что  $Z_v = (W - Z_c - B)$ , тогда:

$$W_{кр} = W / (1 + (B / Z_c)), \quad (2)$$

где  $B$  - прибыль от продаж предприятия.

Запас финансовой прочности "предприятия  $Y$ ", по определению, составляет:

$$D = (W - W_{кр}) / W, \quad (3)$$

В зависимости от величины запаса финансовой прочности  $D$ , в финансовом анализе приняты следующие признаки возможного банкротства предприятия:

$D = (0,3 - 0,8)$  - предприятие устойчиво, риск банкротства отсутствует;

$D = (0,2 - 0,3)$  - предприятие неустойчиво, есть риск банкротства;

$D$  менее  $0,2$  - предприятие находится в предрезисном или кризисном (если  $D$  нулевой и отрицательный) состоянии.

Из формул (2) и (3) следует, что запас финансовой прочности предприятия можем записать в виде:

$$D = 1 - 1 / (1 + B / Z_c), \quad (4)$$

Таким образом, запас финансовой прочности  $D$  зависит от отношения  $(B/Z_c)$ , где  $B$  - прибыль от продаж, а  $Z_c$  - искомая величина постоянных затрат, не зависящих от программы производства (общехозяйственные накладные расходы и какая-то часть цеховых накладных расходов). Величина постоянных затрат рассчитывается, как известно, в точке пересечения прямой линии суммарных затрат с вертикальной осью, выходящей из точки  $O$  оси выручки  $W$  (оси  $X$ ).

Для расчета постоянных затрат  $Z_c$ , как рекомендуется в методах финансового анализа, найдем уравнение прямой линии себестоимости (суммарных затрат), проходящей через две точки (суммарные затраты  $Z$  за 6 месяцев - точка 1 и суммарные затраты предприятия за 12 месяцев - точка 2), тогда:

$$Z_c = Z - k \cdot W, \quad (5)$$

где  $k$  - тангенс угла наклона линии суммарных затрат к оси выручки;

$Z$  - суммарные затраты предприятия.

Покажем ошибочность применения зависимостей (1- 5) для определения постоянных затрат в себестоимости продукции (табл. 1) по данным стандартного бухгалтерского учета.

	Показатели	ПАО "ОДК-УМПО"	ПАО "ОДК-Сатурн"	ПАО "ОДК-Кузнецов"
1	Выручка, $W$ :			
	- за 6 месяцев	41901	11243	4098
	- за 12 месяцев	83518	46574	13231
2	Себестоимость, $Z$ :			
	- за 6 месяцев	34108	11423	5575
	- за 12 месяцев	69001	69001	16244
3	Наклон линии затрат, $k$	0,838	0,954	1,168
4	Искомые $Z_c$	-1023	698	787
5	Доля $Z_c$ в себестоим., $K_c$	0,034	0,0154	0,0484

**Получено:** если не разделять в бухгалтерском учёте затраты на постоянные и переменные (стандартная годовая отчетность), то по формуле (5) наклон линии суммарных затрат  $k$  близок к наклону линии выручки ( $k = 1$ , линии почти параллельны), поэтому критическая точка (их пересечение) уходит к началу координат  $Z=0$ . В итоге, рассчитанные по (5) величины постоянных затрат нереально малы, т.к. составили всего  $K_c = 1,5...5\%$  от суммарных годовых затрат предприятия. Следовательно, необходим другой подход для оценки доли постоянных затрат и запаса финансовой прочности предприятий по данным стандартных в России годовых бухгалтерских отчетов.

В основе предлагаемого нами метода обоснования  $K_c$  и оценки запаса финансовой прочности предприятия, производящего ГТД, находится типовая укрупненная структура себестоимости газотурбинного двигателя: основные материалы - 30 %, ос-

новная заработная плата с соц. отчислениями - 10 %, переменная часть цеховых накладных расходов - 20 %, постоянная часть цеховых и общехозяйственные накладные расходы - 40 % (или  $K_c$ ). Ранее нами было показано ("Двигатель" № 1, 2020), [2], что при запасе финансовой прочности 30 % (рекомендуемый минимальный запас), в диапазоне рентабельности ГТД 10...40 %, оптимальная величина  $K_c = 0,4$ . Такая величина  $K_c$  достигается грамотным экономическим планированием постоянных накладных расходов предприятия, т.е. не зависящих от программы производства. Тогда, для расчета запаса финансовой прочности предприятия преобразуем формулу (4) к виду:

$$D = 1 - 1 / (1 + r / K_c), \quad (6)$$

где  $r$  - рентабельность продукции (прибыль от продажи к себестоимости продукции);

$K_c$  - доля постоянных затрат в себестоимости продукции.

Принимая для предприятия-производителя ГТД отраслевой уровень  $K_c = 0,4$ , формулу (6) преобразуем к виду:

$$D = 1 - 1 / (1 + 2,5 r). \quad (7)$$

Рассмотрим приложения предлагаемой нами формулы (7) для оценки запасов финансовой прочности ряда производителей ГТД по данным их финансовой отчетности за 2019 год (табл. 2).

Таблица 2

**Запас финансовой прочности производителей ГТД за 2019 г.**  
(млн руб.), рассчитанные по формуле (7)

	Показатели	ПАО "ОДК-УМПО"	ПАО "ОДК-Сатурн"	ПАО "ОДК-Кузнецов"
1	Выручка, $W$ :	83518	46574	13231
2	Прибыль от продаж	24013	8828	-629
3	Себестоимость продаж, $Z$	59505	37746	13860
4	Рентабельн. прод., $r$	0,403	0,234	- 0,045
5	Запас финансовой прочности предприятия, $D$	0,502	0,37	- 0,127

УДК 338.3

## АНАЛИЗ УРОВНЯ ЗНАНИЙ ПЕРСОНАЛА ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

ФГБОУ ВО Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева:  
Игорь Исаакович Ицкович, к.т.н, доцент кафедры экономики, менеджмента и экономических информационных систем  
Ольга Владимировна Камакина, к.э.н., доцент, зав. кафедрой экономики, менеджмента и экономических информационных систем

**Предложен критерий и метод расчета уровня знаний персонала фирмы по данным бухгалтерской отчетности на примере группы двигателестроительных предприятий. Выделенся персонал с высокой производительностью труда при высокой фондоотдаче оборудования. Рассмотрена производная критерия (импульс персонала) для оценки влияния факторов на скорость повышения уровня знаний персонала.**

*The article proposes the author's approach to the comparative analysis of the performance of the production personnel of the enterprises of the industry based on the calculation of indicators of the level of knowledge of the person and the impulse of the personnel. The standard analysis of labor productivity indicators does not allow us to single out the contribution of the human factor and the factor of provision of fixed assets to the achievement of production and financial results of the enterprise. The comparative analysis of engine-building enterprises carried out by the authors showed that enterprises with more successful production volumes and more secured new production assets have a comparable or even lower employee impulse.*

**Ключевые слова:** производительность труда, уровень знаний персонала.  
**Key words:** labor productivity, person's knowledge level.

Оценка уровня знаний персонала является исключительно трудоемкой задачей при охвате коллектива крупного предприятия. Поскольку результаты анкетирования знаний персонала обычно оцениваются в баллах, то полученная оценка субъективна и не достаточна для факторного экономического анализа и сравнения персонала нескольких предприятий. Сегодня в промышленности нет содержательного аналитического показателя для измерения уровня знаний персонала, а использование такого информативного критерия было бы крайне полезно для анализа и сравнения экономики предприятий отрасли.

Авторы статьи полагают, что для измерения уровня знаний персонала предприятия необходимо выполнять ряд условий:

- принять экономически обоснованный критерий уровня зна-

Результаты расчета запасов финансовой прочности предприятий в табл. 2 показывают:

- ПАО "ОДК - УМПО" и ПАО "ОДК - Сатурн" по итогам 2019 года имели различную финансовую устойчивость (запас финансовой прочности 0,502 и 0,37), но риск банкротства у них отсутствовал;

- ПАО "ОДК - Кузнецов" имел запас финансовой прочности ( $D = -0,127$ ), т. е. находился в кризисном состоянии.

Предлагаемая нами оценка (6) может служить экспресс-методом контроля финансовой устойчивости по данным обычной годовой бухгалтерской отчетности предприятия при известных рентабельности продукции и структуре себестоимости (или принятой оптимальной отраслевой  $K_c = 0,4$ ).

Формула (6) может использоваться и для управления запасом финансовой прочности предприятия, если изменять  $r$  и  $K_c$  так, чтобы удержать запас  $D$  на необходимом уровне  $D \geq 0,3$ .

### Вывод

Предложенный в данной статье авторский метод расчёта (6) запаса финансовой прочности предприятия по данным стандартной годовой бухгалтерской отчетности, с использованием фактической (или оптимальной отраслевой  $K_c = 0,4$ ) доли постоянных затрат в себестоимости продукции и известной рентабельности продукции  $r$ , позволяет контролировать и управлять запасом финансовой прочности  $D$  предприятия, подбирая для  $D > 0,3$  соответствующие плановые рентабельность  $r$  продукции (продаж) и долю постоянных затрат  $K_c$  в себестоимости продукции. 

### Литература:

1. Шермет А.Д., Сайфулин Р.С. Методика финансового анализа.-М.: ИНФРА -М, 1995. -176 с.
2. Ицкович И.И., Камакина О.В. Обоснование оптимальной структуры себестоимости ГТД // Двигатель, № 1 (127), 2020 г., с.2-4.

Связь с авторами: [iitskovichi@yandex.ru](mailto:iitskovichi@yandex.ru)  
[kamakina@mail.ru](mailto:kamakina@mail.ru)

ний персонала;

- привязать критерий уровня знаний персонала к данным годовой бухгалтерской отчетности предприятия;

- периодически рассчитывать критерий уровня знаний персонала и проводить сравнительный анализ предприятий отрасли;

- управляющей компании учитывать ежегодно критерий уровня знаний персонала предприятия в качестве фактора, влияющего на его фонд оплаты труда;

- отраслевой экономической науке углублять содержание и использование в исследованиях критерия "уровень знаний персонала предприятия".

Проведя углубленный анализ учебных и научных изданий по экономике предприятия [2, 3, 4, и т. д.], мы не обнаружили приме-

ров количественного измерения компетентности всего персонала предприятия. В экономической литературе представлены преимущественно варианты анкетирования персонала, использующие критерии из области психологии. Учитывая определяющую роль человеческого фактора и фондовооруженности в производительности труда, напомним о зависимости, предложенной сорок лет назад в работе [1] академиком В.А. Трапезниковым:

$$b = \sqrt{Y \cdot \Phi} \quad (1)$$

где,  $b$  - производительность труда, р./чел.;

$\Phi$  - фондовооруженность по остаточной стоимости основных средств, р./чел.;

$Y$  - показатель "уровень знаний персонала", р./чел.

Уровень знаний персонала здесь определяется, как произведение двух составляющих:

$$Y = Y_c \cdot Y_y, \quad (2)$$

где,  $Y_c$  - накопленная информация, знание которой можно выразить в рублях на человека;

$Y_y$  - квалификация и умение людей, участвующих в процессе производства, в рублях на человека.

Преобразовав выражение (1), мы получим:

$$Y = (B^2 / n^2) / (U / n), \quad (3)$$

где,  $B$  - выручка от реализации продукции, руб.;

$n$  - численность персонала предприятия, человек;

$U$  - остаточная стоимость основных средств, руб.

Преобразовав выражение (3), мы получим:

$$Y = (B / n) \cdot (B / U), \quad (4)$$

или

$$Y = \text{Производительность труда} \cdot \text{Фондоотдача}.$$

Первая производная (по выручке) для уровня знаний персонала (4), назовем ее "импульсом персонала" (5), показывает влияние факторов на скорость повышения "уровня знаний персонала" данного предприятия:

$$Y_{B1} = 2 \cdot (B / n) / U, \quad (5)$$

В таблице представлен полученный нами результат расчета уровня знаний персонала и импульса персонала ряда предприятий ОДК по исходным данным их консолидированной бухгалтерской отчетности за 2019 год (последний отчет). Расчет выполнен в двух вариантах:

- с прибылью, для расчета производительности труда и фондоотдачи используется выручка, представленная в бухгалтерской отчетности;

- без прибыли, для расчета производительности труда и фондоотдачи вместо выручки используется себестоимость, для исключения различий в договорной рентабельности продукции предприятий.

Таблица

**Результаты расчета уровня знаний и импульса персонала группы предприятий ОДК (за 2019 год, млн руб.)**

	Показатели	ПАО "ОДК-УМПО"	ПАО "ОДК-Сатурн"	ПАО "ОДК-ПМ"	ПАО "ОДК-Кузнецов"
1	Выручка	83518	46574	21584	13231
2	Прибыль от продаж	24013	13569	1659	-629
3	Себестоимость продаж	59505	34104	19925	13860
4	Основные средства	35906	26022	5600	13856
5	Численность персонала, чел.	24876	16544	8044	10412
6	Расчет с прибылью	-	-	-	-
6.1	Производительность труда	3,357	2,881	2,683	1,270
6.2	Фондоотдача	2,326	1,832	3,854	0,954
6.3	Уровень знаний	7,809	5,279	10,341	1,213

Поясним показанные в таблице результаты расчета.

### 1. Расчет с учетом прибыли:

- наибольший уровень знаний рассчитан у персонала предприятия ПАО "ОДК-ПМ" (10,341) за счет самой высокой фондоотдачи (3,854 руб. на руб.), т.е. персонал ПАО "ОДК-ПМ" успешно работает на сравнительно недорогом оборудовании, где основные средства (5600 млн руб.) и фондовооруженность персонала меньше любого предприятия из данной группы, при довольно высокой производительности труда в ПАО "ОДК-ПМ" (2,683 млн руб. на чел.);

- наибольший из группы предприятий импульс персонала рассчитан у предприятия ПАО "ОДК-ПМ" (0,000958), т.е. персонал ПАО "ОДК-ПМ" имеет наибольший прирост показателя уровня знаний с повышением выручки, снижением численности персонала и стоимости оборудования;

- показатель импульса персонала находится практически на одном уровне для таких предприятий как ПАО "ОДК-УМПО" и ПАО "ОДК-Кузнецов", которые существенно отличаются по масштабу деятельности и состоянию основных фондов, что свидетельствует о равных потенциальных возможностях нарастания уровня знаний персонала.

### 2. Расчет без учета прибыли от продаж:

- поскольку рентабельность продукции предприятий в группе различается в 4 раза, можно предположить, что основная часть производственного персонала предприятия создает только полную себестоимость, а прибыль создает коммерческая служба (договорную рентабельность);

- наибольший уровень знаний рассчитан у персонала предприятия ПАО "ОДК-ПМ" (8,813) за счет самой высокой в группе фондоотдачи (3,558), т.е. персонал ПМ успешно работает на сравнительно недорогом оборудовании, где основные средства (5600 млн руб.) меньше любого предприятия из группы, при наиболее высокой в группе (по созданию себестоимости) производительности труда в ПАО "ОДК-ПМ" (2,477 млн руб. на чел. в год);

- наибольший из группы предприятий импульс персонала рассчитан у предприятия ПАО "ОДК-ПМ" (0,000884), т.е. персонал ПАО "ОДК-ПМ" имеет наибольший потенциал роста критерия уровня знаний;

- показатель импульса персонала, рассчитанный без учета прибыли от продаж, показывает, что предприятие ПАО "ОДК-Кузнецов" даже превосходит другие предприятия отрасли ПАО "ОДК-УМПО" и ПАО "ОДК-Сатурн" по потенциалу роста уровня знаний.

### Вывод

В статье впервые в отрасли предложен и проведен расчет "уровня знаний" персонала группы предприятий ОДК и авторского критерия "импульс персонала". Показано, что по данному проведенного расчета, наибольшим уровнем знаний и импульсом персонала в группе обладает ПАО "ОДК-Пермские моторы".

Предлагаемая методика позволяет количественно оценить уровень знаний персонала, как производительность труда умноженную на фондоотдачу, и сравнивать новым экономически обоснованным критерием компетентность персонала в группе предприятий.

### Литература:

1. В.А.Трапезников "Управление и научно-технический прогресс" М.: Наука, 1983 г.
2. Алексейчева Е. Ю., Магомедов М. Д., Костин И. Б. Экономика организации (предприятия). Учебник. - М.: Дашков и Ко. 2020. 290 с.
3. Сергеев И. В., Веретенникова И. И. Экономика организации (предприятия). Учебник и практикум для прикладного бакалавриата. - М.: Юрайт. 2019. 512 с.
4. Консолидированная финансовая отчетность ПАО "ОДК-УМПО" за 2019 г.
5. Консолидированная финансовая отчетность ПАО "ОДК-Сатурн" за 2019 г.
6. Консолидированная финансовая отчетность ПАО "ОДК-Пермские моторы" за 2019 г.
7. Консолидированная финансовая отчетность ПАО "ОДК-Кузнецов" за 2019 г.

Связь с авторами: [iitskovichi@yandex.ru](mailto:iitskovichi@yandex.ru)  
[kamakina@mail.ru](mailto:kamakina@mail.ru)

# ПЕРВЫМ ДЕЛОМ, ПЕРВЫМ ДЕЛОМ... НУ СОВСЕМ НЕ САМОЛЕТЫ

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва:  
**Евгений Владимирович Шахматов**, член-корреспондент РАН, научный руководитель Самарского университета  
**Владимир Андреевич Зрелов**, д.т.н., профессор

**В Самарском национальном исследовательском университете имени академика С.П. Королёва прошла презентация уникальной трилогии, посвященной развитию отечественного авиационного двигателестроения. Трехтомное энциклопедическое издание, выпущенное АРТ-холдингом "Медиарост" (г. Рыбинск), содержит подробнейшую информацию по двигателям военных и гражданских самолетов и вертолетов СССР и России и не имеет аналогов в мире по полноте охвата данной темы.**

На этой презентации научный руководитель Самарского университета Евгений Шахматов подчеркнул: "Это замечательное издание является научно-популярным представлением того великого опыта Советского Союза и России, который нужно сохранять и развивать дальше. Обычно всем известны имена главных конструкторов самолётов - Ильюшина, Туполева, Яковлева, а вот создателей авиадвигателей, к сожалению, знают гораздо меньше, хотя даже сами именитые авиаконструкторы не раз отмечали, что двигатель разработать намного сложнее, чем самолёт. Эти книги восполняют этот пробел и будут интересны как молодёжи, студентам, так и профессионалам в этой сфере, всем, кто интересуется не только историей техники, но и перспективами её развития".

О некоторых двигателях в книгах рассказывается как об одушевлённых существах - так, как к ним зачастую и относились их создатели и испытатели. У ряда двигателей, кроме сухого буквенно-цифрового обозначения, были ещё и неофициальные имена-прозвища. "Француженка", "Солдат", "Гадкий утёнок", "Малое дитя Союза" - за каждым из этих названий стоит своя история. Кроме рассказа о двигателях, издание содержит множество интересных фактов с подробным экскурсом в историю авиации, как отечественной, так и зарубежной, и представляет собой не сборник сухих энциклопедических и 1089 статей, а единый научно-популярный очерк, написанный понятным и доступным для неспециалиста языком. Так, отсюда можно узнать, что на момент начала Первой мировой войны именно у России был самый большой из числа воюющих держав воздушный флот - 244 аэроплана. И только Россия на то время располагала настоящими боевыми самолётами - четырёхмоторными бомбардировщиками "Илья Муромец" (кстати, на самом первом пассажирском "Илье Муромце", поднявшемся в воздух в 1914 году, были обустроены ванная комната, ресторан, отдельные спальни и два наружных балкона, на которые можно было выходить во время полёта). Далеко не всегда самолёты создавались в заводских цехах - так, один из первых самолётов-амфибий построили прямо в квартире авиаконструктора в Таганроге, а потом самолёт спустили из окна на улицу на верёвках в разобранном на составные части виде.

Соавтором и научным редактором трилогии является директор Центра истории авиационных двигателей (ЦИАД) имени академика Н.Д. Кузнецова, профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов Самарского университета Владимир Андреевич Зрелов. По его словам, работа над этими книгами началась ещё более двух десятков лет назад, когда в конце 90-х годов прошлого века в университетском издательстве вышло в свет предназначенное для студентов небольшое учебное пособие по двигателям. В 2002 году это пособие вышло в расширенном издании, потом появилась ещё более полная версия (позднее её даже перевели на китайский язык и выпустили в КНР).

"Однако общим признаком всех этих предыдущих изданий была их крайне недостаточная иллюстративная часть. Нынешний трёхтомник очень богат иллюстрирован. И в этом заслуга нашего ЦИАД, располагающего крупнейшей в мире коллекцией отечественных двигателей", - сказал Владимир Зрелов.



## Справочно

Центр истории авиационных двигателей Самарского университета им. академика С.П. Королёва (ЦИАД), отметивший в январе 2021 года своё 30-летие, является одновременно музеем и научно-образовательным центром, где собрана крупнейшая в мире коллекция советских/российских газотурбинных двигателей и изучается история и закономерности развития аэрокосмического двигателестроения. В экспозиции представлены все типы воздушно-реактивных авиадвигателей (ТРД, ТРДД, ТВД, ТРДДФ, ТВВД, ТВад, ПВРД), а также вспомогательные и наземные силовые установки, их чертежи, технические описания и другая документация. Кроме двигателей для самолётов тут есть агрегаты, предназначенные для вертолётов, ракет и даже танков. Благодаря огромной базе технических данных, накопленных в ЦИАД, учёные Самарского университета исследуют направления развития основных параметров и элементов конструкции двигателей. Это позволяет прогнозировать пути дальнейшего развития двигателестроения.

Связь с авторами: [zrelov07@mail.ru](mailto:zrelov07@mail.ru)



# ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

## ОПТИМАЛЬНЫЕ ВЕЛИЧИНЫ СКОРОСТЕЙ ДВУХФАЗНЫХ ПОТОКОВ НА СРЕЗЕ СОПЛА

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

**Юрий Михайлович Кочетков**, д.т.н., профессор  
**Николай Юрьевич Кочетков**, к.т.н., старший преподаватель

*Турбулентность в сверхзвуковом потоке отсутствует и даже добавление в поток твердых частиц не приводит к ее возникновению. Ламинарное течение формирует осевую скорость на срезе сопла, а значит и удельный импульс тяги. От количества добавленных в топливо высокоэнергетических металлических частиц зависит величина удельного импульса, но лишняя добавка металла снижает его величину. Существует оптимальное значение, которое лимитирует возникающие потери на двухфазность.*

*There is no turbulence in the supersonic flow, and even the addition of solid particles to the flow does not lead to its occurrence. The laminar flow forms the axial velocity at the nozzle section, and hence the specific thrust impulse. The amount of high-energy metal particles added to the fuel depends on the value of the specific impulse, but an extra addition of metal reduces its value. There is an optimal value that limits the resulting two-phase losses.*

**Ключевые слова:** турбулентность, двухфазность, удельный импульс тяги.

**Keywords:** turbulence, two-phase, specific thrust impulse.

Развитие ракетной техники имеет устойчивую тенденцию на повышение энерго-массовых характеристик, что означает стремление к увеличению удельного импульса тяги, полезной нагрузки и уменьшению веса конструкции. Наиболее эффективным способом достижения высоких значений  $I_{уд} \equiv W_a$  является добавление в топливо высокоэнергетических металлических присадок в виде их порошка. Такой способ наиболее распространен в РДТТ. Благодаря добавлению высококалорийного горючего металла Al (Be или др.) резко повышается температура продуктов сгорания (на  $\sim 1000$  K) [1]. Значит и удельный импульс тяги также резко возрастает на величину  $\Delta I_{уд}$ . Чем больше металла, тем больше  $I_{уд}$ , но при добавлении металла также увеличивается доля окисла  $Al_2O_3$  в продуктах сгорания. Это ведет к тому, что твердые (газообразного  $Al_2O_3$ , как доказано, не бывает) окислы в зависимости от процентной доли (%) металла так же вырастают по массе. Эти окислы в виде частиц нужно выталкивать из потока. Импульс (энергия) тратится на их выталкивание, а не на расширение и полезную кинетическую энергию, приводящую к созданию движущей реактивной силы - тяги.

Экспериментально было установлено, что каждая частица в сверхзвуковом сопле - сферическая (это доказано) и равна 5 мкм [2]. Частица является причиной лобового сопротивления и снижения тяги. Сумма сопротивлений всех частиц - это и есть потеря тяги из-за двухфазности, а потеря тяги, отнесенная к общему расходу - это потеря удельного импульса тяги.

Расчетным путем и экспериментальными исследованиями на натурных двигателях (РДТТ) было показано, что потери удельного импульса тяги на, так называемую двухфазность, составляют величину  $\sim 5...6\%$  [3].

В РДТТ в общем-то на близком по свойствам параметрах примерно установлена "процентовка - разблюдка" всех относительных потерь удельного импульса тяги. Более того в РДТТ бытует субъективный метод, называемый раскладкой потерь. Это, конечно всё делается от безысходности, от невозможности понятного адекватного описания процесса, но это необходимо. Другого способа определения потерь пока нет. Тем не менее так считают в отрасли. Так договорились. Так "устаканилось" и принято, что [4]:

- потери на трение составляют величину  $\sim 1,0...1,5\%$  и зависят от вязкости  $\mu$ ;
- потери на рассеивание  $\sim 2...3\%$  (зависят от угла раскрытия);
- потери на химическую неравновесность  $\sim 0,22...0,25\%$  (зависит от состава топлива);

- потери на двухфазность  $\sim 5...6\%$  от величины термодинамического удельного импульса тяги (зависят в основном от процентного содержания конденсированных частиц в продуктах сгорания  $z = G_{Al_2O_3}/G_\Sigma$  и собственно размера частиц  $dp$ ).

Существуют и другие потери. Всего потерь порядка десяти. Общие относительные потери  $I_{уд}$  находятся, как сумма  $\xi = \sum \xi_i$ , а абсолютные, как  $\Delta I_{уд} = I_{уд} \xi$ .

Определим потери из-за двухфазности, основываясь на известных соотношениях. Сопротивление тяги, которое оказывает  $i$ -я частица найдем из закона Ньютона. Оно пропорционально скоростному напору газообразной составляющей  $(\rho_r \Delta V^2)/2$ :

$$\Delta p_i = C_d \frac{\rho_r \Delta V^2}{2}$$

Далее, учитывая площадь миделя частиц  $F_{Al_2O_3i} = (\pi d_{pi}^2)/4$  (при  $d_{pi} = d_p = 5$  мкм), получаем  $F_{Al_2O_3i} = (\pi d_p^2)/4$ .

Все частицы  $N_p$ , которые загромождают данное проходное сечение, имеют площадь  $F_{Al_2O_3i} = N_p (\pi d_p^2)/4$ . Потери тяги от одной частицы запишутся:

$$\Delta P_i = C_d \frac{\rho_r \Delta V^2}{2} F_{Al_2O_3} = C_d \frac{\rho_r \Delta V^2}{2} \frac{\pi d_p^2}{4}$$

тогда потери от всех частиц вместе составят:

$$\Delta P = \sum C_d \frac{\rho_r \Delta V^2}{2} \frac{\pi d_p^2}{4} = N_p C_d \frac{\rho_r \Delta V^2}{2} \frac{\pi d_p^2}{4}$$

Здесь  $\Delta V$  - разность скоростей частиц и газа  $\Delta V = V_r - V_p$ .

Частицы, отставая от потока, создают сопротивление. Величину отставания  $\Delta V$  сосчитать довольно сложно. Делается это с помощью методов и программ, разработанных для осесимметричных течений с применением уравнения Эйлера, Рейнольдса или Навье - Стокса. Чаще всего - уравнения Эйлера, поскольку это самое простое уравнение, а уравнение Навье - Стокса практически неподъемное в расчетном плане. Часто в расчетах принимают для простоты отставание величиной постоянной. Рассчитать величину  $N_p$  (количество частиц) - также проблематично.

В формулах, представленных в выкладках присутствуют два параметра:  $P$  - тяга и  $p$  - давление. Если поделим потери тяги на суммарный расход, то получим потери удельного импульса тяги в абсолютном виде:

$$\Delta I_{уд} = \frac{\Delta P}{G} = N_p C_d \frac{\rho_r \Delta V^2}{2} \frac{\pi d_p^2}{4} \frac{1}{G}$$

Здесь величина  $C_d$  - коэффициент лобового сопротивления. Для малых относительных скоростей, а они являются таковыми,  $C_d$  записывают для ламинарного режима. Так как скорости малы, то числа Рейнольдса также не велики и справедлива формула:

$$C_d = \frac{24}{Re_{dp}}, \text{ где } Re = \frac{\Delta V \rho_r d_p}{\mu_r}.$$

Подставляем его в основное уравнение и "умножаем - делим" на плотность материала частиц и время. Итак:

$$\Delta I_{уд} = N_p \frac{24 \mu_r}{\Delta V \rho_r d_p} \frac{\rho_r \Delta V \Delta V}{2} \frac{\pi d_p^2}{4} \frac{1}{G} \frac{1}{\rho_p} \frac{\tau}{\tau} \frac{2}{3} \frac{3}{2} \frac{d_p}{d_p}.$$

Комбинируя дроби, и выделяя нужные члены, получаем:

$$G_p = N_p \frac{\pi d_p^2}{6} \frac{1}{\rho_p} \frac{1}{\tau}.$$

Тогда

$$\Delta I_{уд} = G_p \frac{18 \mu_r}{G} \frac{\Delta V}{d_p^2} \frac{\tau}{\rho_p} = z \frac{18 \mu_r}{d_p^2 \rho_p} \Delta V \tau.$$

Проверим размерность

$$\left[ \frac{\mu_r}{\rho_p} \right] = \frac{M^2}{C}; \left[ \frac{1}{d_p^2} \right] = \frac{1}{M^2}; [\Delta V] = \frac{M}{C}; [\tau] = C; \frac{M^2}{C} \frac{M}{M^2 C} C = \frac{M}{C} = [I_{уд}].$$

Здесь был введен параметр  $z = G_p/G$ ,

$\tau$  - время работы двигателя,

$$\frac{1}{\tau_{рел}} = \frac{18 \mu_r}{\rho_p d_p^2};$$

$\tau_{рел}$  - время релаксации частицы в газе.

Отношение времен является критерием Стокса:  $Stk = \tau/\tau_{рел}$ , то есть отношение характерного времени процесса, ко времени релаксации. Тогда  $\Delta I_{уд} = z \cdot Stk \cdot \Delta V$ .

То, что останется от термодинамического удельного импульса после учета потерь будет иметь вид:

$$I_{уд \text{ реал}} = I_{уд \text{ ТД}} - \Delta I_{уд} \text{ или } \varphi = \frac{\Delta I_{уд}}{I_{уд \text{ ТД}}} = \frac{I_{уд \text{ ТД}} - I_{уд \text{ реал}}}{I_{уд \text{ ТД}}} = 1 - \xi.$$

Самый большой удельный импульс тяги благодаря добавке металла будет достигнут тогда, когда  $I_{уд \text{ ТД}}$  будет полностью реализован, то есть при  $z = 1$ . Это значит, что процент добавки металла будет 100. Но тогда и все потери станут равны достигнутому удельному импульсу тяги.

Получается, что все зависит от  $z$ .

- импульс растет, если процент металла в топливе растет;
- потери растут также, если  $z$  увеличивается.

Существует оптимальное соотношение для  $z$ . Как его найти? Необходимо найти прежде всего величину отставания.

Будем считать, что эта величина консервативная. Часто многие известные специалисты эту задачу считают при условии постоянного отставания, а это значит, что относительная безразмерная величина  $\Delta V/I_{уд \text{ ТД}} = \text{const}$ .

Сделаем первое приближение и найдем её для конкретного случая работы РДТТ первой ступени. В соответствии со статистикой натурных испытаний имеем уровни интересующих нас параметров. Для времени работы 63 с, металлизированного топлива с величиной  $z = 0,32$  (доля конденсированных частиц окиси алюминия) и размером частиц 5 мкм экспериментальные потери удельного импульса тяги составляют 5,5 % = 0,055.

Запишем основное соотношение для величины  $\xi = 0,055$ :

$$\frac{\Delta I_{уд}}{I_{уд \text{ ТД}}} = z \cdot Stk \cdot \frac{\Delta V}{I_{уд \text{ ТД}}} = 0,055.$$

Тогда получим:

$$\frac{\Delta V}{I_{уд \text{ ТД}}} = 0,055 \frac{1}{z \cdot Stk}.$$

Подставляем характерные значения для конкретного состава

твердого топлива:

$$\tau_{рел} = \frac{\rho_p d_p^2}{18 \mu_r} = \frac{400 \cdot 25 \cdot 10^{-6} \cdot 10^{-6}}{18 \cdot 10^{-4}} = \frac{100}{18} \cdot 10^{-5}.$$

Тогда

$$\frac{\tau}{\tau_{рел}} = Stk = \frac{63 \cdot 18}{100 \cdot 10^{-5}} = 1,134 \cdot 10^5.$$

Экспериментально пересчитанное относительное отставание запишется:

$$\frac{\Delta V}{I_{уд \text{ ТД}}} = 0,055 \frac{1}{0,32 \cdot 1,134 \cdot 10^6} = \frac{5 \cdot 10^{-2}}{3,2 \cdot 10^5} = 1,51565 \cdot 10^{-7}.$$

Формула для потерь приобретает вид:

$$\xi = \frac{\Delta I_{уд}}{I_{уд \text{ ТД}}} \approx z \cdot Stk \cdot 1,51565 \cdot 10^{-7} = z \cdot 1,134 \cdot 10^6 \cdot 1,51565 \cdot 10^{-7} = 0,17187471 \cdot z,$$

и, если  $I_{уд \text{ ТД}}$  (%Me) и  $z$  (%Me), то в итоге получаем зависимость от процентного содержания металла в топливе:

$$I_{уд \text{ реал}} = I_{уд \text{ ТД}} (1 - 0,17187471 \cdot z).$$

Реальный удельный импульс тяги  $I_{уд \text{ реал}}$  имеет максимум в зависимости от процентного содержания металла (%Me). Мы получили коэффициент  $K = 0,17187471$  при  $z = 0,32$  и при условии, что  $\Delta V$  есть величина постоянная. На самом деле она переменная, а  $\Delta V$  есть лишь локальное значение общей зависимости, но мы не знаем какая. Мы знаем, что при заданных условиях для РДТТ с этой величиной реализуются потери  $\xi = 0,055$ . Известно так же следующее:

- При  $z = 0$  будет чистый газ и прироста за счёт добавок металла не будет. В этой ситуации  $I_{уд \text{ реал}} = I_{уд \text{ ТД}}$ .

- При 100 % содержании в топливе металла, когда  $z = 1$ , будет самый большой импульс, но зато абсолютно все продукты сгорания будут сконденсированы, то есть газовой составляющей не будет и импульса тоже не будет  $I_{уд \text{ реал}} = I_{уд \text{ ТД}} - \Delta I_{уд} = 0$ .

Очевидно, что коэффициент  $K$  при  $z$ , сам зависит от  $z$ , но так, что при  $z = 0$  он - ноль, а при  $z = 1$  он - единица.

Для нахождения этого коэффициента воспользуемся универсальной функцией нормального насыщения (рис. 1 [5]).

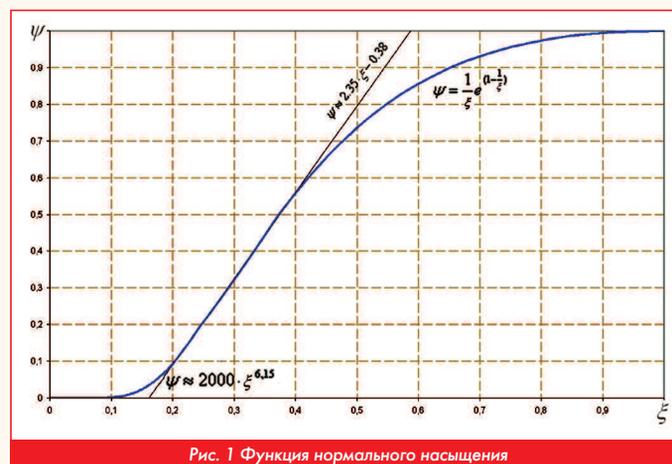


Рис. 1 Функция нормального насыщения

Использование функции  $\psi(\xi)$ , в нашем случае  $\psi(z)$  является логичным, поскольку эта функция осуществляет переход от одного равновесного состояния к другому. Это функция нормального насыщения

$$\psi(z) = \frac{1}{z} e^{\left(1 - \frac{1}{z}\right)},$$

и она имеет значение ноль, при  $z = 0$  и единицу, при  $z = 1$ . Функция - универсальная и годится для многих релаксационных процессов. В связи с чем становится логичным и обоснованным плавный переход из одной ситуации ( $z = 0$ ) к другой ( $z = 1$ ).

Проверим, попадаем ли мы в нужное значение коэффициента  $K$ , соответствующего значению потерь 0,055. Делая прямую

подстановку в формулу  $(1 - K \cdot z) = 1 - \psi(z)z$ , получаем отрицательный ответ. Подстановка точных значений параметров экспериментов позволяет определить значение коэффициента  $K = 1,736$ . Прямая подстановка  $z = 0,32$  в формулу дает значение в два раза больше желаемой величины. Для организации соответствия требуется коэффициент уменьшить в два раза или заменить зависимость от  $z$ . Будем искать эту зависимость в виде степенной функции  $z^n$ :

$$\xi = (1 - K \cdot z) = 1 - \psi(z)z^n.$$

Теперь все встало на свои места. Незначительное отставание частиц и формы кривой перехода от условий  $z = 0$  и  $z = 1$ , мы заменили нормальной функцией насыщения пси от зет. Теперь, если определить потери удельного импульса тяги в зависимости от величины  $z = 0,32$ , получим  $\xi = 5,5\%$ . Это соответствует уровню практических потерь для условий РДТТ. Пересчет значений показывает, что в данном случае степень  $n = 1,68$ .

Итак, обобщая формулу для нахождения максимума удельного импульса тяги на условия ЖРД, для топлив с частицами, можно пользоваться следующей зависимостью:

$$I_{уд \text{ реал}} = I_{уд \text{ ТД}} (1 - \psi(z)z^{1,68}),$$

где  $I_{уд \text{ ТД}} = f(\%Me)$ ,  $z = f(\%Me)$ .

Теперь определим, как зависит повышенный из-за  $k$ -фазы удельный импульс тяги от значения  $z = z(\%Me)$ . Вначале найдем связь  $z$  и  $\%Me$ : её можно установить как отношение плотностей:

$$z = \frac{\rho_{Me}}{\rho_{MeO}} \cdot \%Me.$$

Например,

$$z_{Al_2O_3} = \frac{\rho_{Al_2O_3}}{\rho_{Al}} \cdot \%Al = \frac{4}{2,7} \cdot \%Al = 1,48148 \%Al.$$

Теперь получим зависимость для  $I_{уд \text{ ТД}}$ :

$$\frac{I_{уд \text{ ТД}} - I_{уд 0}}{I_{уд \text{ пр}} - I_{уд 0}} = \psi(z), \text{ тогда}$$

$$I_{уд \text{ ТД}} = I_{уд 0} + (I_{уд \text{ пр}} - I_{уд 0})\psi(z).$$

Здесь  $I_{уд \text{ пр}}$  - предельно высокий удельный импульс тяги, полученный из-за добавки присадок. Здесь  $z = 1$ ;

$I_{уд 0}$  - удельный импульс тяги при  $z = 0$ .

$$I_{уд \text{ ТД}} = I_{уд 0} \left( 1 + \frac{I_{уд \text{ пр}} - I_{уд 0}}{I_{уд 0}} \psi \right).$$

Для случая добавки бериллия в топливо со фтором и водородом отношение перед  $\psi$  примерно равны  $\gamma = 0,5$ . В последующем мы этим воспользуемся.

Итак упрощаем запись, вводя коэффициент пропорциональности  $\gamma$ :

$$I_{уд \text{ реал}} = I_{уд 0} (1 + \gamma\psi)(1 - \psi \cdot z^{1,68}).$$

При этом

$$\frac{I_{уд \text{ реал}}}{I_{уд 0}} = (1 + \gamma\psi - z^{1,68}\psi - \gamma z^{1,68}\psi^2).$$

Прежде чем дифференцировать это уравнение, запишем:

$$(z^{1,68})' = 1,68 \frac{z^{0,68}}{z}; \psi' = \psi \left( \frac{1}{z^2} - \frac{1}{z} \right); \psi = \psi' \frac{z^2}{1-z}.$$

Тогда возьмем производную:

$$\begin{aligned} & (1 + \gamma\psi - z^{1,68}\psi - \gamma z^{1,68}\psi^2)' = \\ & = \gamma\psi' - (z^{1,68})'\psi - z^{1,68}\psi' - \gamma(z^{1,68})'\psi^2 - \gamma z^{1,68} \cdot 2\psi\psi' = \\ & = \gamma\psi' - 1,68 \frac{z^{0,68}}{z} \psi' - z^{1,68}\psi' - \gamma \cdot 1,68 \frac{z^{0,68}}{z} \psi\psi' - \gamma z^{1,68} \cdot 2\psi\psi' = \\ & = \psi' z^{1,68} \left[ \frac{\gamma}{z^{1,68}} - 1,68 \frac{z}{1-z} - 1 - 1,68\gamma\psi \frac{z}{1-z} - 2\gamma\psi \right] = 0. \end{aligned}$$

Далее преобразуем уравнение к виду:

$$\frac{\gamma}{z^{1,68}} - 1,68 \frac{z}{1-z} - 1 = \psi \left( 1,68 \frac{z}{1-z} - 2\gamma \right).$$

Выделим  $\psi$  для решения неявного уравнения

$$\psi = \frac{\frac{\gamma}{z^{1,68}} - 1,68 \frac{z}{1-z} - 1}{1,68\gamma \frac{z}{1-z} - 2\gamma} = \frac{(1-z) \frac{\gamma}{z^{1,68}} - 1,68z - 1 + z}{1,68\gamma z - 2\gamma + 2\gamma z} = \frac{(1-z) \frac{\gamma}{z^{1,68}} - 0,68z - 1}{3,68\gamma z - 2\gamma}.$$

Решение этого уравнения при  $\gamma = 0,5$  дает  $z_{opt} = 0,432$ . Внутри этой координаты реализуется самый большой удельный импульс тяги  $I_{уд \text{ реал}} = I_{уд \text{ макс}}$ . Содержание металла при этом составляет примерно 20%. **□**

### Литература

1. В.И. Феодосьев. Основы техники ракетного полета. М. Наука. 1979 г.
2. А.М. Губертов, В.В. Миронов, Ю.М. Кочетков и др. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетном двигателе твёрдого топлива. -Машиностроение, 2004 г.
3. И. Тимнат. Ракетные двигатели на химическом топливе. -Изд. Мир. 1990 г.
4. В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегаллин, А.П. Тишин. Теория ракетных двигателей. -М. Машиностроение, 1990 г.
5. Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность. Математический анализ релаксационных процессов // Двигатель, № 3, 2020 г.

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

### P.S.

Многие отечественные ученые посвятили свое творчество проблемам оптимизации течений в сверхзвуковых соплах ракетных двигателей. Благодаря им во многом решена проблема прогнозирования газодинамических полей, проблема профилирования проточных участков различных сложных каналов, проблема энергомассовых характеристик. Среди наиболее ярких ученых, показавших оригинальные решения в этом направлении, можно весьма заслуженно отметить Вячеслава Даниловича Курпатенкова - создателя точного и эффективного инженерного метода профилирования



В.Д. Курпатенков



А.А. Сергиенко

сверхзвуковых сопел и Александра Александровича Сергиенко - разработчика уникального дифференциального стенда для определения потерь удельного импульса тяги и оптимизации конструкций сопловых блоков. **□**



## АЛЕКСАНДР АЛЕКСАНДРОВИЧ СЕРГИЕНКО

16 января перестало биться сердце Александра Александровича Сергиенко - крупного советского и российского ученого в области ракетной техники и космонавтики. Ученого, с чьим именем связаны многие фундаментальные решения проблем сверхскоростной газовой динамики и теплообмена современных летательных аппаратов.

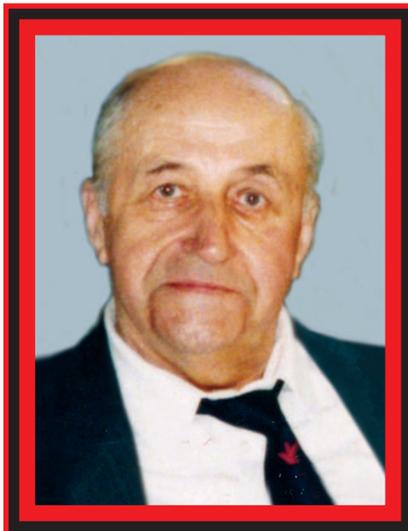
Сергиенко Александр Александрович родился 6 марта 1931 года в Киеве в семье военнослужащего. В 1948 г. после окончания средней школы он поступил в МАИ, который успешно окончил в 1954 г.

В 1954 г. он начал свою работу инженером-конструктором в ОКБ завода № 300, но, имея тягу к научной деятельности, через 2 месяца добился перевода в НИИ-1 Министерства авиационной промышленности (ныне Центр им. М.В. Келдыша). Там он работал инженером, начальником группы, сектора, а затем начальником отдела газовой динамики. В те времена отдел решал самые актуальные задачи ракетно-космической техники и пользовался заслуженным авторитетом в отрасли. Как начальник научного коллектива Александр Александрович был высокообразованным специалистом и пользовался заслуженным уважением сотрудников и руководства института.

Сергиенко А.А. являлся всемирно известным специалистом в области теории жидкостных ракетных двигателей и прикладной газовой динамики, в частности, в области проектирования реактивных сопел.

Он - один из авторов поистине эпохального научного труда, фундаментальной работы "Руководства для конструкторов по профилированию сверхзвуковых осесимметричных круглых сопел реактивных двигателей", которое легло в основу проектирования сверхзвуковых сопел практически всех классов сопел ракетных двигателей: ЖРД, РДТТ, ГРД и ЯРД, а также авиационных двигателей. Созданное Руководство используется до сих пор в КБ и НИИ ракетной и космической отрасли при разработке новых перспективных изделий.

Он является автором воздушного дифференциала - уникально-



го высокоточного измерительного устройства, позволяющего определять различного вида потери удельного импульса тяги ракетного двигателя. Александр Александрович много времени уделял работе в экспертных комиссиях по отработке различных натуральных изделий.

За большие заслуги в укреплении обороноспособности нашей страны Сергиенко А.А. награжден государственными наградами: орденом "Знак Почета" (1971), медалями СССР и Российской Федерации, а также ему были присуждены Государственная премия СССР (1979) и премия им. Н.Е. Жуковского (1963).

В 1986 г. Сергиенко А.А. был избран заведующим кафедрой "Ракетные двигатели" МАИ, где в этой должности проработал 15 лет. Он был одним из тех, кто составлял "костяк" не только факультета, но и института.

Сергиенко А.А. являлся членом диссертационных советов НИИТП, МАИ, МГТУ им. Баумана, НПО Энергомаш. Он много времени уделял педагогической деятельности. Внимательно относился к студентам и аспирантам. Подготовил трех докторов и пятерых кандидатов технических наук.

Он автор около трехсот научных работ, статей, изобретений и нескольких монографий. В своих работах он много времени уделял вопросам теоретической газовой динамики. Им разработана модель однородной турбулентности в течениях жидкости и газа, а также предложен оригинальный способ упорядочивания и систематизации случайных пульсаций газодинамических переменных. Используя преобразование Фурье, ему удалось привести к сопоставлению газодинамические переменные и их собственные комплексные спектры. Такой переход к уравнениям относительно параметров комплексных спектров позволил значительно снизить количество обрабатываемой цифровой информации и снизить ресурсные и временные затраты на получение конечных результатов.

Горькая безвозвратная потеря крупного ученого, великопленного специалиста и замечательного человека заставляет нас, его коллег и учеников, единомышленников и продолжателей его дела, склонить свои головы и выразить глубокие соболезнования его родным и близким.

### ИНФОРМАЦИЯ. Новый ЖРД - новое топливо

В Воронежском центре ракетного двигателестроения успешно проведено первое огневое испытание штатной камеры ракетного двигателя РД0124МС, созданного на базе двигателя РД-0124А. Его тяга составляет 60 тс, что в два раза выше чем у исходного двигателя. ЖРД РД0124МС работает на



ЖРД РД0124МС

топливной паре нафтил+жидкий кислород, что обеспечило удельный импульс 361 с.

В ходе огневых испытаний камера двигателя проработала на номинальной тяге 50 с. Дальнейшая программа испытаний предусматривает испытания двигателя в сборе и огневые стендовые испытания в составе блока второй ступени ракеты-носителя. Пока предполагается применение этого двигателя для работы в верхних ступенях ракет-носителей "Союз" и "Ангара", а также в перспективных РН "Союз-5" и "Иртыш". Первые старты РН с новым двигателем запланированы на 2022-2023 годы.

Напомним, что в 60-х годах в НПО Энергомаш был создан фторноаммиачный двигатель тягой 10 тс, обеспечивающий удельный импульс тяги порядка 405 с. Однако сложности с эксплуатацией фтора поставили крест на применении этого вида топлива в ракетно-космической технике. Но поиски экологически чистого топлива длительно-

го хранения, обеспечивающее многоразовое включение двигателя, продолжаются. В результате поисковых работ израильская компания NewRocket разработала ЖРД, работающий на гелевом топливе PowerGel.

Основой этого топлива является обычный керосин, в который добавлены вещества, превращающие его в гель. В этом состоянии оно хранится на борту. При необходимости включения двигателя в гель добавляются другие вещества, которые обеспечивают самовоспламенение горючего при контакте с окислителем. Разработчики утверждают, что топливо PowerGel является долгохранимым и экологически безопасным. **И**



# ЗАРУБЕЖНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЁТОВ

ГЛАВА ИЗ КНИГИ ПРОФЕССОРА В.А. ЗРЕЛОВА

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

*Проанализировано развитие зарубежных турбовентиляторных двигателей для сверхзвукового полёта. Основу разработок составляли научно-технический задел и проверенные в эксплуатации конструкторско-технологические решения. Основные усилия разработчиков направлены на применение новых материалов и технологий, уменьшение количества деталей, снижение удельной массы, повышение эксплуатационной технологичности и ремонтпригодности двигателей, уменьшение объёма сопроводительной документации.*  
*The development of foreign turbofan engines for supersonic flight is analyzed. The basis of the development was the scientific and technical reserve and proven design and technological solutions. The main efforts of the developers are focused on the use of new materials and technologies, reducing the number of parts, reducing the specific weight, increasing the operational adaptability and maintainability of engines, reducing the volume of accompanying documentation.*

Ключевые слова: Реактивные самолёты, газотурбинные двигатели, двухконтурные двигатели, ретроспектива.  
Keywords: Jet aircraft, gas turbine engines, dual-circuit engines, development retrospective.

В современной сверхзвуковой военной авиации в основном применяются турбовентиляторные двухконтурные двигатели с форсажной камерой (ТРДДФ). Эти двигатели характеризуются небольшой степенью двухконтурности ( $m = 0,25 - 2,1$ ), обеспечивающей высокие тяговые характеристики на форсажных режимах при сверхзвуковом полёте и удовлетворительную топливную эффективность на дозвуковой скорости полёта; предельно высоким значением температуры газа перед турбиной ( $T_g > 1900 \text{ K}$ ) и высоким значением суммарной степени повышения давления ( $p_{\Sigma} > 35$ ).

В них применяются высоконагруженные, с малым количеством ступеней компрессоры с регулируемым направлением аппаратами, малоэмиссионными камерами сгорания, эффективными охлаждаемыми одно- или двухступенчатыми турбинами, двухроторной (с противоположного вращения двухпорными роторами высокого давления и трёхпорными роторами низкого давления) и трёхроторной (с двухпорными роторами высокого и среднего давления и трёхпорными роторами низкого давления) конструктивной схемы.

В современные ТРДДФ применяются форсажные камеры сгорания со смешением газового и воздушного потоков; регулируемые с управляемым вектором тяги реактивные сопла; высокоэффективные цифровые системы управления, контроля и диагностики двигателя.

Применение передовых методов расчёта в сочетании с оптимальными конструкторско-технологическими решениями и прогрессивными материалами, обеспечивает чрезвычайно малую удельную массу двигателей (до  $0,01 \text{ кг/Н}$ ) при высокой надёжности и простоте эксплуатации.

Можно утверждать, что современные ТРДДФ являются образцами самых передовых и перспективных достижений инженерной науки и техники.

Актуальным является анализ конструктивно-технологических решений, тенденций развития основных параметров и области применения авиационных двигателей, который представлен на примере развития зарубежных ТРДДФ.

В книге описывается деятельность General Electric и Pratt & Whitney (США), Rolls-Royce (Великобритания), SNECMA (Франция), а также ряда других зарубежных компаний в области создания авиационных ТРДДФ военного назначения.

Построены линии трендов изменения основных параметров этих двигателей и представлены некоторые их перспективные конструктивные схемы.

Результаты предлагаемого исследования могут быть полезны студентам, курсантам, аспирантам и преподавателям ВУЗов, инженерно-техническим работникам, а также широкому кругу читателей, интересующимися авиационной техникой.

Принятые условные обозначения основных параметров двигателя:

Тяга статическая на режиме форсажа ( $M_p=0, N_p=0$ )  
Удельный расход топлива на режиме форсажа ( $M_p=0, N_p=0$ )  
Тяга статическая на максимальном режиме ( $M_p=0, N_p=0$ )  
Удельный расход топлива на максимальном режиме  
Удельный расход топлива на крейсерском режиме  
Расход воздуха на максимальном режиме  
Температура газа перед турбиной на максимальном режиме  
Степень двухконтурности  
Суммарная степень повышения полного давления в компрессоре  
Степень повышения давления в вентиляторе  
Частота вращения ротора, об/мин  
Масса двигателя

Длина  
Диаметр

$L_{дв}$   
 $D_{дв}$

$P_{ф}$   
 $C_{уд.ф}$   
 $P_{взл.}$   
 $C_{уд.взл.}$   
 $C_{уд.кр}$   
 $G_{в}$   
 $T_r$   
 $m$   
 $\pi_{\Sigma}$   
 $\pi_{в}$   
 $n$   
 $M_{дв}$

## 1. США

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

Чтобы сократить цикл создания газотурбинных двигателей, снизить затраты на разработку и поддерживать передовые тех-

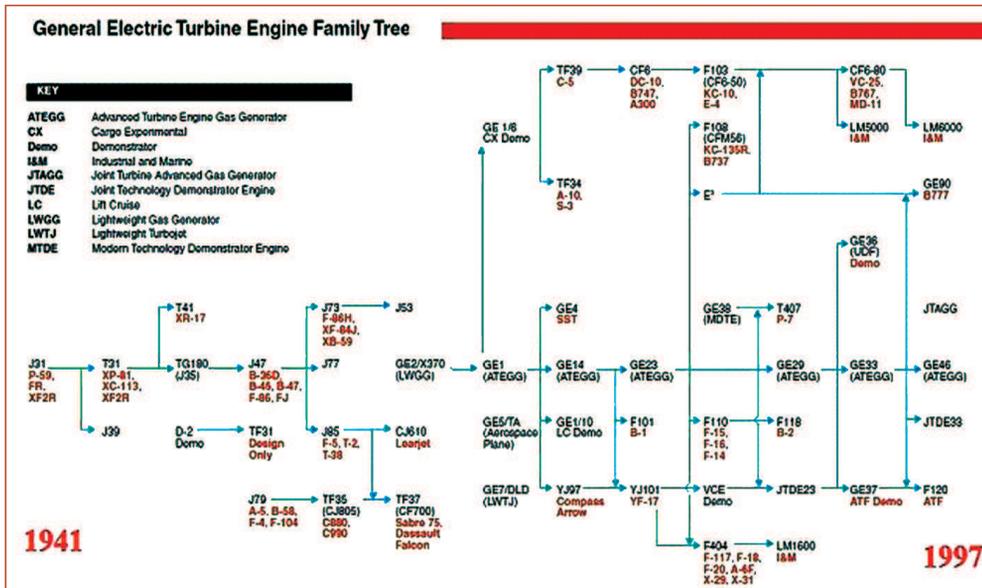


Таблица 1 - "Дерево" газотурбинных двигателей General Electric

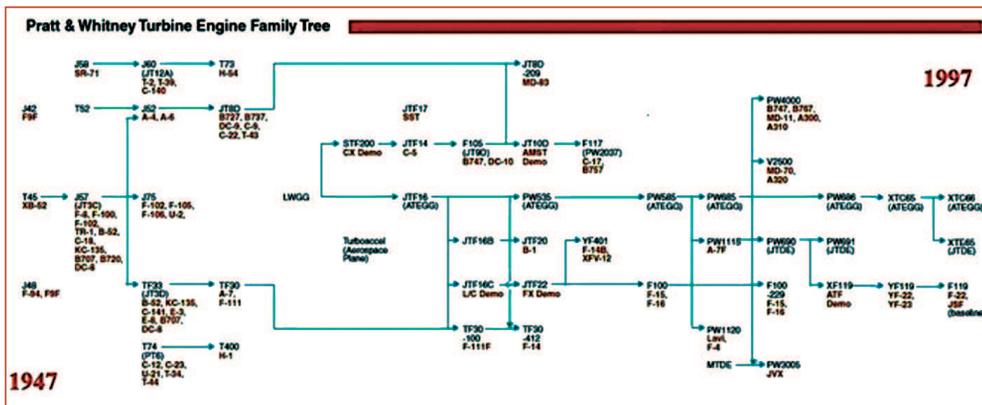


Таблица 2 - "Дерево" газотурбинных двигателей Pratt & Whitney

В США двигатели для боевой авиации создаются на конкурсной основе в рамках специальных программ создания самолётов. При этом участниками конкурса в основном являются ведущие американские разработчики: фирмы General Electric (GE) и Pratt-Whitney (PW), которые практически все свои авиационные двигатели после 1967 г. создали на основе газогенераторов ATEGG.

В таблицах 1 и 2 показаны "деревья" разработок ГТД GE и PW, на конец XX века, а в таблице 3 представлены поколения двигателей этих фирм, созданных в соответствии с достигнутым уровнем технологии [1 - 5].

**1.1. Современное обозначение авиационных двигателей США**

В США принято обозначение авиационных двигателей, состоящее их шести групп цифр и букв.

Пример:: Y F 119 - PW - 100  
T 700 - GE - 701 C  
(6)(1) (2) (3) (4) (5)

Первая группа (1) обозначает тип двигателя:

- J - ТРД,
- T - ТВД или ТВдД,
- F - ТРДД,
- A - адаптивный,
- O - поршневой, оппозитный,
- R - поршневой, радиальный,
- V - поршневой, V-образный.
- C - роторный,
- P - другой.

Таблица 3 - Развитие технологии военных ГТД фирм GE и PW

	1960-е	1970-е	1980-е	1990-е	1990-е 2000-е
Материалы / Процессы	Жаропрочные сплавы. Никелевые сплавы. Титановые сплавы.	Низкотемпературные композиты. Направленная кристаллизация. Порошковая металлургия. Методы неразрушающего контроля.	Монокристаллы. Теплозащитные покрытия. Компьютеризированная цифровая обработка. Автоматическая вакуумная сварка.	Интерметаллиды. Непосредственная форма. Усовершенствованные покрытия. Керамика для малонагруженных частей.	Высокотемпературные композиты. Лазерная обработка. Снижение усталости при высоких циклах. Автоматическое диагностирование, прогнозирование и управление.
Инструменты	Механика разрушения	Оптимизация компонентов.	Автоматизированное проектирование/производство (CAD/CAM). Метод конечных элементов. Вычислительная гидродинамика. Допускаемые повреждения.	Быстрое прототипирование. Дополнительные датчики.	Металлическое прототипирование. Испытания двигателей, интегрированные с имитаторами самолётов. Полное моделирование динамики двигателя (CFD).
Технологии двигателей	Изменяемая геометрия статора. Охлаждение лопаток. Трубно-кольцевые камеры сгорания. Поворотные вертикальные сопла. Форсажные камеры в ТРДД	Кольцевые камеры сгорания. Модульная конструкция. Большая степень двухконтурности.	Диагностика. Цифровое электронное управление. Малоэмиссионные камеры сгорания. Малоаметные входные и выходные устройства.	"Блиски" (рабочие колёса или интегральные роторы). Полые лопатки вентилятора. Двухзонные камеры сгорания. Двигатели изменяемого цикла. 2-х мерные отклоняемые сопла. Роторы противовращения	Предварительные смесители. Интегрированные системы управления. Многоточечные топливные форсунки. Высокотемпературные топлива. Встроенный стартер-генератор.
Модели двигателей	TF30, F402	F100, F401, F101, TF34	F110, F404	F119, F120, F414	F135

нологии в контексте будущих требований к двигателю, США во второй половине 1960-х гг. внедрили долгосрочную программу создания газогенераторов перспективных двигателей Advanced Turbine Engine Gas Generator (ATEGG). В соответствии с этой программой, военные и производители двигателей подписали контракт на создание ключевых технических заделов, основанных на предварительных фундаментальных исследованиях высоконагруженных компонентов двигателя для перспективных разработок. Целью программы является разработка новых методов конструирования, реализуемых в элементах, входящих в состав перспективных газогенераторов, а также оценка прочностных, экономических и эксплуатационных характеристик двигателей, созданных на базе этих газогенераторов.

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

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

**Группа (4)** обозначает конкретную модель двигателя. Используется тот же метод присвоения, что и для базовых номеров модели: ВВС использует номера от 100 до 399, ВМС использует от 400 до 699, а армия использует от 700 до 999. Возможно, что двигатель ВВС, когда он используется ВМФ, получает номер модели ВМФ, например F110-GE-400.

Если будет закуплена новая модель двигателя, обозначенная в "старой" числовой последовательности, могут быть назначены индексы модели из "новой" системы. Это приводит к таким обозначениям, как T64-GE-416A. Для первого такого присвоения обычно выбирается следующий доступный номер в "старой" серии моделей и добавляется к "номеру базового блока", например. После T55-L-11 следовал T55-L-712.

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

**Группа (6)** является необязательным обозначением статуса:  
 о X - экспериментальный,  
 о Y - проверка обслуживания.

**1.2. Первые американские ТРДДФ**

В рамках программы ATEGG компания General Electric разработала основную концепцию технологии GE1, а Pratt & Whitney в 1964 г. запустила первый проект STF200.

В 1960 г. министерство обороны США попыталось удовлетворить потребности двух служб (ВВС и ВМФ) в тактическом самолёте. Военно-воздушные силы искали замену для F-105 (рисунок 1.1), а военно-морской флот пытался заменить свой самолёт F-4 (рисунок 1.2).

14 июня 1960 г. ВВС выпустили SoR 183 (Statement of Operational Requirements), где были обозначены требования к самолёту:

- хорошие взлётные характеристики,

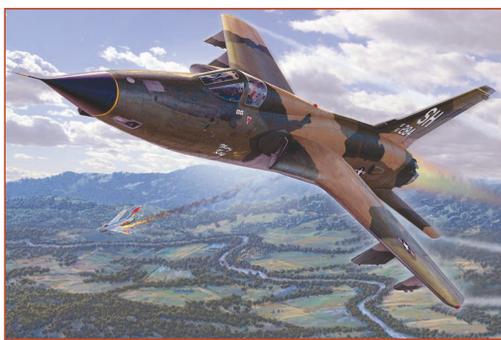


Рисунок 1.1 - F-105 Thunderchief



Рисунок 1.2 - F-4 Phantom II

**Таблица 4 - Основные параметры самолётов F-105D Thunderchief и F-4 Phantom II [6, 7]**

Самолёт	F-105D Thunderchief	F-4 Phantom II
Разработчик	Republic Aviation	McDonnell Douglas
Годы производства	1957 - 1964	1958 - 1979
Изготовлено, шт.	833	5195
Масса пустого, кг.	12181	12701
Максимальная взлётная масса, кг.	23967	20 230
Масса боевой нагрузки, кг.	6400	7275
Масса топлива во внутренних баках, кг.	3420 (+5720 в ПТБ)	6080 (+4000 кг в ПТБ)
Силовая установка	1xТРДФ Pratt-Whitney J 75-P-19W	2xGeneral Electric J79-GE-8
Максимальная скорость на высоте 11000 м, км/ч.	2208	2370
Максимальная скорость у земли, км/ч.	1345	1200
Крейсерская скорость, км/ч.	939	
Дальность (без ПТБ), км	1240	2380.
Боевой потолок, м.	12558	18898
Длина разбега при нормальной взлётной массе, м.	1301	1340
Длина пробега без/с тормозным парашютом, м.	1327/724	950

- способность к сверхзвуковому (0,92<M<1,2) полёту на малой высоте,
- способность летать на скорости M=2,5 на большой высоте,
- дальность полёта через Атлантику или Тихий океан без дозаправки.

С этой целью в 1961 г. была принята программа Tactical Fighter Experimental (TFX) создания сверхзвукового истребителя/бомбардировщика для ВВС и ВМФ. Идею использования одних и тех же самолётов и двигателей для ВВС и ВМС продвигал министр обороны Роберт Макнамара (Robert McNamara).

В январе 1962 г правительство выбрало двух финалистов планёра и двигателя: General Dynamics/Grumman с P&W и Boeing с GE.

Компания General Electric для участия в конкурсе представила свой проект ТРДДФ MF295, а Pratt & Whitney - двигатель TF30.

**1.2. 1.2. General Electric**

General Electric - это высокотехнологичная промышленная компания, работающая по всему миру в четырех промышленных сегментах:

- Энергетическое оборудование
  - Альтернативные источники энергии
  - Комплекующие к авиации
  - Медицинское оборудование
- Подразделения компании:

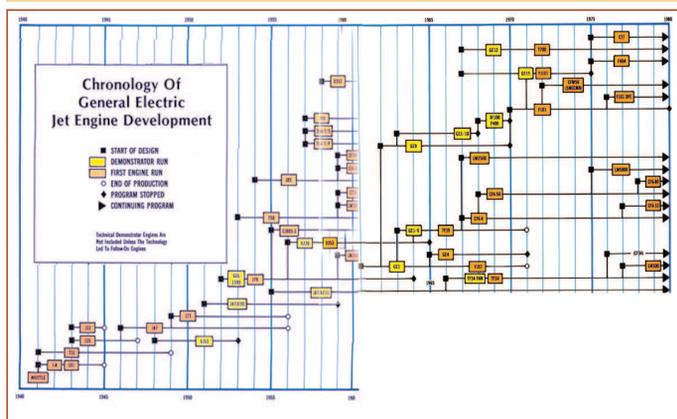
**GE Power** предоставляет широкий спектр технологий для производства и поставки электроэнергии, а также обработки воды, позволяющих локально решать проблемы клиентов.

**GE Renewable Energy** - подразделение GE, специализирующееся на решениях в области создания экологически чистой электроэнергии на основе возобновляемых источников:.

**GE Aviation** - один из ведущих мировых поставщиков газотурбинных двигателей, бортовых и механических систем, генераторов электроэнергии, сервисных и цифровых решений для коммерческой, военной и бизнес-авиации.

**GE Healthcare** объединяет диагностические, терапевтические технологии и системы мониторинга с цифровыми и аналитическими возможностями, повышая эффективность оказания медицинской помощи пациентам по всему миру.

Таблица 5 - Хронология разработок газотурбинных двигателей General Electric [15]



### 1.3.1. Проект MF295

В США по программе создания газогенератора малой массы - Light Weight Gas Generator (LWGG), предполагалось создание двигателя, имеющего удельную массу в 2,5 - 3 раза меньшую, чем у двигателей, созданных в конце 1950-х гг. Результаты, полученные при реализации этой программы, использовались для создания новых газогенераторов демонстрационных и перспективных двигателей по программе ATEGG.

В 1950-х гг. деятельность относительно молодого дивизиона авиационных газотурбинных двигателей (Aircraft Gas Turbine Division) компании General Electric активно развивалась благодаря опыту работы над паровыми и газовыми турбинами, а также турбокомпрессорами, что позволило осуществить первые полёты реактивных двигателей в США. Это превратилось в крупный бизнес компании. Это подразделение вошло в 1960-е гг. с уверенностью и чувством, что оно может "покорить мир".

Под мощным, динамичным и часто уникальным стилем управления Герхарда Неймана (Gerhard Neumann), к концу десятилетия подразделение Aircraft Gas Turbine Division стало одной из десяти основных групп в General Electric.

Однако, в 1960 г. подал в отставку вице-президент и генеральный директор подразделения авиационных газовых турбин, теперь переименованного в подразделение летательных аппаратов Flight Propulsion Division (FPD), Джон Монтгомери (John Montgomery), чтобы стать президентом Daystrom, Inc. Его сменил Джин Файерстоун (Gene Firestone), который покинул GE менее чем через год, чтобы стать оперативным вице-президентом International Telephone and Telegraph. Менее чем за четыре года в дивизионе работали два топ-менеджера с совершенно разными управленческими стилями. Текущая навстречу отразилась на состоянии бизнеса реактивных двигателей GE в самом начале 1960-х гг.

В соответствии с работами, ведущимися по программам ATEGG и Tactical Fighter Experimental (TFX), компания General Electric предложила для самолёта Boeing проект ТРДДФ MF295 (рисунок 1.3), который был "меньше, легче и мощнее", чем TF30 компании Pratt & Whitney [8, 9].

В отличие от предыдущих разработок General Electric, это был проект двухроторного двигателя с передним расположением вентилятора, причём ротор каскада высокого давления был двухпорным (рисунок 1.4).

Предполагалось, что MF295, применяемый General Dynamics, будет использовать компоненты двигателей J-79 (ри-



Рисунок 1.3 - Проект ТРДДФ MF295 [15]

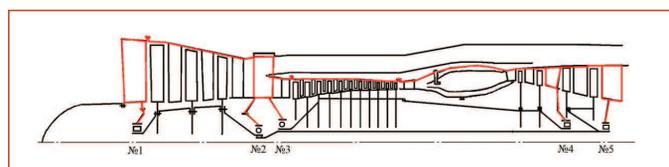


Рисунок 1.4 - Расположение опор на конструктивно-силовой схеме MF295

сунк 1.5) и J-93 (рисунок 1.6), чтобы сделать его менее "рискованным" для планировщиков DoD. Концепция General Electric считалась настолько удачной, что Lockheed, North American Aviation и McDonnell Douglas также рассматривали MF295 для своих проектов.

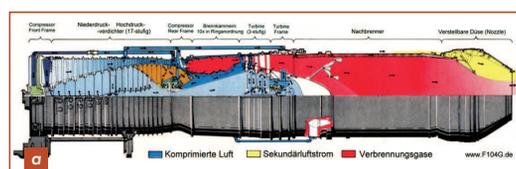


Рисунок 1.5 - Конструктивная схема а) и внешний вид б) ТРДФ J-79

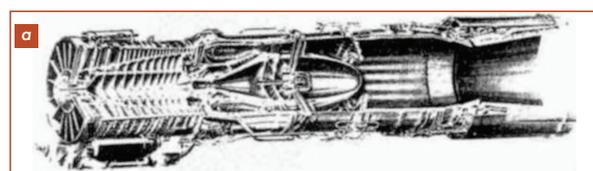


Рисунок 1.6 - Конструктивная схема а) и внешний вид б) ТРДФ J93

После продолжительной серии оценок, проведенных совместными отборочными группами военных служб США, и при активном участии Министерства обороны, конкуренция сузилась до двух - проект Boeing на базе GE MF295 и разработка General Dynamics/Grumman на базе P&W TF30.

Предлагаемая силовая установка Boeing - турбовентиляторный с форсажной камерой двигатель General Electric MF295, существовавший в то время только как проект, не был бы готов к полётам до 1967 г., в то время как Pratt & Whitney TF30 для General Dynamics находился на продвинутой стадии проектирования.

После выбора General Dynamics/Pratt & Whitney министерство обороны в ходе обширных слушаний в сенатском комитете по вооруженным силам заявило: "Мы не видим разницы между этими двумя предложениями, поэтому General Dynamics с TF30 выигрывает", подтвердив свой процесс принятия решений для TFX.

**Выбор в пользу проекта P&W TF30 был сделан в конце 1962 г.**

General Electric проиграли в этом соревновании, которое они считали для себя победным. Но усилия не пропали даром - был получен бесценный опыт, и он станет решающим фактором в будущих проектах.

1.3.2. Демонстрационные газогенераторы GE

Выход GE на арену истребителей с передовыми технологиями начался в конце 1960-х гг. с создания на основе газогенератора-демонстратора GE1 (рисунок 1.7) (1963 г) двух демонстрационных двигателей GE9 (1964 г.) и GE1/10 (рисунок 1.9) (1967 г.). Они были производными от программы GE "Building Block" и были разработаны для удовлетворения требований ВВС как к усовершенствованным пилотируемым самолётам стратегического назначения, так и к новым истребителям.

Министерство обороны уже решило, что версии нового истребителя ВВС и ВМФ будут иметь общее ядро (газогенератор) двигателя, но с различными элементами, отвечающими различным требованиям каждой службы.



Рисунок 1.7 - Газогенератор-демонстратор GE1; а) - внешний вид, б) - сборка

Элементы конструкции:

Таблица 6 - Основные параметры GE1 [4, 10]

$P_{\phi}$	-
$C_{уд.ф}$	-
$P_{взл., кН (кгс)}$	22,3 (2275)
$C_{уд.взл}$	-
$C_{уд.кр}$	-
$G_{в}, кг/с$	27 - 32
$T_r$	> 1365 K
$m$	1,1
$\pi_{к\sigma}$	11
$\pi_v$	-
$M_{дв}, кг$	320
$L_{дв}, м$	1,78
$D_{дв}, м$	0,61
Год начала стендовых испытаний	1963

**Компрессор** - осевой, 14-ти ступенчатый с поворотными лопатками ВНА и направляющих аппаратов первых пяти ступеней. Корпус с продольным разъемом.

**Камера сгорания** - кольцевая. Корпус с продольным разъемом.

**Турбина** двухступенчатая. Сопловые и рабочие лопатки первой ступени и сопловые лопатки второй ступени охлаждаемые.

Газогенератор GE1 послужил основой для создания многочисленных вариантов двигателей, из которых более пятнадцати были доведены до стендовых испытаний, а несколько двигателей выпускались или выпускаются серийно. Схема

развития двигателей, созданных на базе демонстрационного газогенератора GE1, приведена на рисунке 1.8 [11].

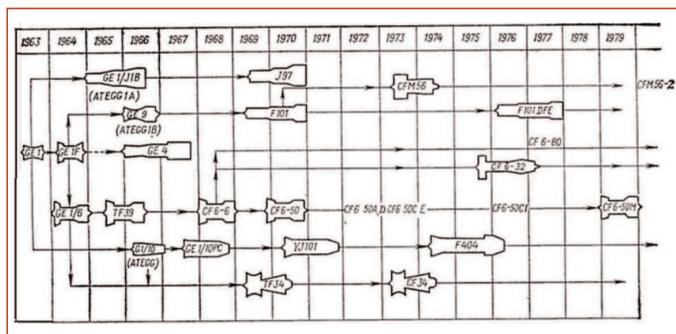


Рисунок 1.8 - Схема развития двигателей, созданных на базе газогенератора GE1

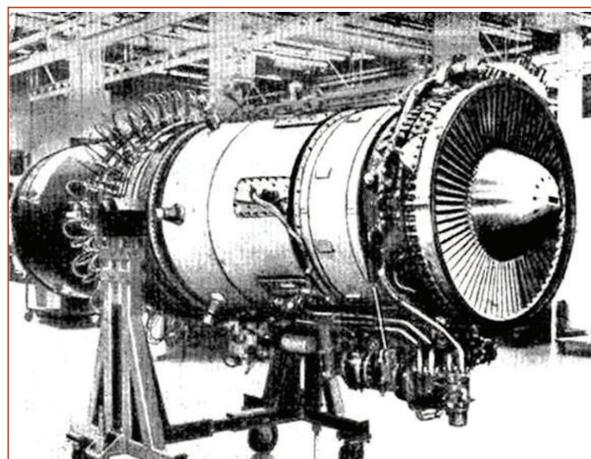


Рисунок 1.9 - Демонстрационный двигатель GE1/10

Таблица 7. Основные параметры GE1/10 [8, 10, 11]

$P_{\phi}$	-
$C_{уд.ф}$	-
$P_{взл., кН (кгс)}$	39,3 - 44,2 (4000 - 4500)
$C_{уд.взл}$	-
$C_{уд.кр}$	-
$G_{в}, кг/с$	27 - 32
$T_r$	< 1366 K
$m$	-
$\pi_{к\sigma}$	11
$\pi_v$	-
$M_{дв}, кг$	-
$L_{дв}, м$	3,632
$D_{дв}, м$	0,965
Год начала стендовых испытаний	1969

Элементы конструкции:

**Вентилятор** без ВНА, с двумя рядами регулируемых направляющих аппаратов.

**Компрессор** осевой, с поворотными лопатками ВНА и направляющих аппаратов первых пяти ступеней.

**Камера сгорания** кольцевая.

**Турбина** с воздушным охлаждением.

**Реактивное сопло** регулируемое.

В 1969 г. GE1/10 проходил стендовые испытания.

Упомянутый ранее двигатель General Electric J93 (рисунок 1.6) был применён на разрабатывавшихся во второй половине 1950-х гг. проектах North American Aircraft сверхзвукового дальнего перехватчика F-108A Rapier (рисунок 1.10) и стратегического высотного сверхзвукового (M=3) бомбардировщика XB-70 Valkyrie (рисунок 1.11, 1.12).

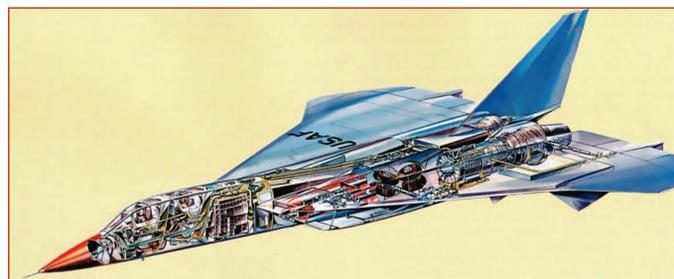
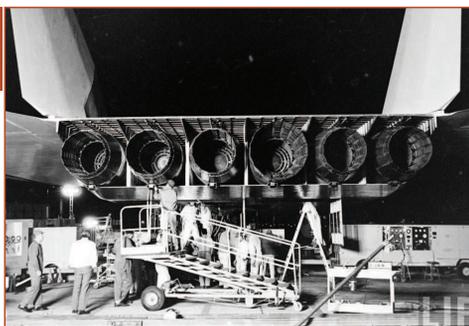


Рисунок 1.10 - Проект F-108A Rapier



Рисунок 1.11 - Взлёт XB-70A-1-NA Valkyrie с Edwards Air Force Base, 17 августа 1965

Рисунок 1.12 - Монтаж двигателей GE J93 на XB-70A



**Элементы конструкции:**

**Компрессор** осевой, одиннадцатиступенчатый. Лопатки направляющих аппаратов первых четырёх и последних четырёх ступеней своротные.

**Камера сгорания** трубчатого-кольцевая.

**Турбина** с воздушным охлаждением, двухступенчатая.

**Ротор турбокомпрессора** трёхпорный. Все элементы управления и агрегаты двигателя располагаются в съёмной охлаждаемой коробке, закреплённой на корпусе компрессора.

**Система запуска** гидравлическая, питаемая от газотурбинного энергоузла для всех шести двигателей XB-70A. Для раздельного запуска на каждом двигателе имеется пороховой турбостартер.

Таблица 8. Основные параметры J93 [4, 13]

$P_{\phi}$	135,5 (13821)
$C_{уд.ф}$	202 (1,98)
$P_{вал., кН (кгс)}$	111,36 (11360)
$C_{уд.вал}$	-
$C_{уд.кр}$	-
$G_{в}, кг/с$	124,7
$T_r, К$	1422
$m$	-
$\tau_{к\sigma}$	8,7
$\tau_{\nu}$	-
$n$	-
$M_{дв}, кг$	2360
$l_{дв}, м$	6,2
$D_{дв}, м$	1,33
Год начала стендовых испытаний	1957

Поскольку температура газа на турбине составляла 1422 К, General Electric предложила изготавливать лопатки турбины из молибдена с никелевым покрытием. Однако ВВС запретили использование молибдена из-за опасения, что любое повреждение поверхности покрытия лопатки приведёт к окислению молибдена, что может вызвать катастрофический отказ двигателя. Тогда, чтобы работать при желаемой температуре турбины, инженеры GE решили применить воздушное охлаждение лопаток турбины. Был разработан процесс STEM (Sic Shaped Tube Electrolytic Machining), позволивший в турбинных лопатках сделать радиальные охлаждающие отверстия. Первое испытание J93-GE-3, ставшего первым действующим американским газотурбинным двигателем с воздушным охлаждением, проходило в июле 1959 г. [11].

В 1960-х гг. министерство обороны и ВВС изменили стратегические требования к американскому бомбардировщику дальнего действия. Проект Valkyrie был закрыт по распоряжению президента США Джона Кеннеди в 1961 г., как неподходящий для новой роли и в связи с растущей ролью межконтинентальных баллистических ракет, а два построенных прототипа XB-70 использовались в сверхзвуковых исследованиях.

Была создана программа усовершенствованного пилотируемого стратегического самолёта - Advanced Manned Strategic Aircraft (AMSA).

После долгих и трудных дискуссий, затрагивавших в первую очередь финансовую сторону программы, в апреле 1969 г. тема AMSA превратилась в программу B-1 [4].

В 1967 г. ВВС предоставили финансирование GE, чтобы компания могла ускорить собственное развитие демонстратора GE9 в качестве потенциальной силовой установки для AMSA. Под руководством Эда Уолла (Ed Woll) была разработана конструкция двигателя для силовой установки с тяговым усилием в 133,5 кН, способной обеспечить AMSA скорость  $M_{п} = 2$  [8].

Совместимость планёра и воздухозаборника двигателя была главным критерием. Три компании по производству самолётов боролись за контракт AMSA.

Двигатель для AMSA, созданный на основе демонстратора GE9, опирался на технологии разработки GE X370; в нем использовались никелевые сплавы Rene, созданные в лаборатории материалов. Это был первый турбовентиляторный двигатель компании. Он имел степень двухконтурности, равную 2,2.

**1.3.3. YJ101-GE-100**

В конце 1960-х гг. компания Northrop начала изучать требования к многоцелевому истребителю воздушного боя следующего поколения, призванному сменить семейство F-5. По мнению специалистов по планированию продукции Northrop, такие требования как высокая энерговооружённость, малая масса, низкая стоимость, способность выполнять широкий спектр задач ПВО должны были сохраниться до конца 20-го века.

Двигателем для нового лёгкого многоцелевого истребителя Northrop P-530 Cobra (рисунок 1.13), преобразованного в P-600 и позже получившего обозначение Нортроп YF-17, был YJ101 (рисунок 1.15) - модификация J97 (рисунок 1.16), созданная на базе демонстратора GE1.

Самолёт Northrop YF-17 (рисунок 1.14) создавался по программе лёгкого истребителя BBC Lightweight Fighter (LWF), позже ставшей программой Air Combat Fighter.



Рисунок 1.13 - Northrop P-530 Cobra



Рисунок 1.14 - YF-17 - а) и схема расположения двигателей YJ101-GE-100 на нём - б)



Разработчик	Northrop
Первый полёт, г.	1974
Масса пустого, кг.	9525
Максимальная взлётная масса, кг.	13894
Масса боевой нагрузки, кг.	6400
Силовая установка	2хТРДДФ General Electric YJ101-GE-100
Максимальная скорость, км/ч.	2071 (M=1.95)
Дальность (без ПТБ), км	4500-
Потолок, м.	18000-

Таблица 9 - Основные параметры самолёта Northrop YF-17 [14]

GE начала проектирование турбореактивного двигателя XJ101 в июне 1970 г. и перешла к полномасштабной разработке в 1971 г. В течение первого года GE финансировала разработку за счёт собственных средств. Затем, в апреле 1972 г. ВВС предоставили 20 миллионов долларов для завершения разработки двигателя, проведения лётной проверки конструкции и производства шести первых двигателей.

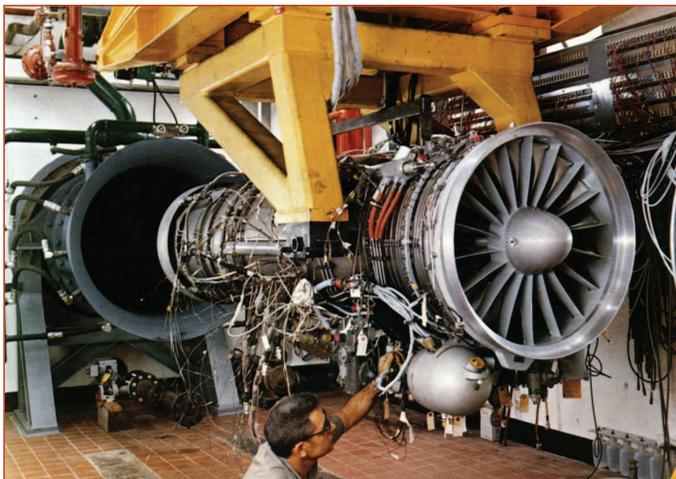


Рисунок 1.15 - YJ101

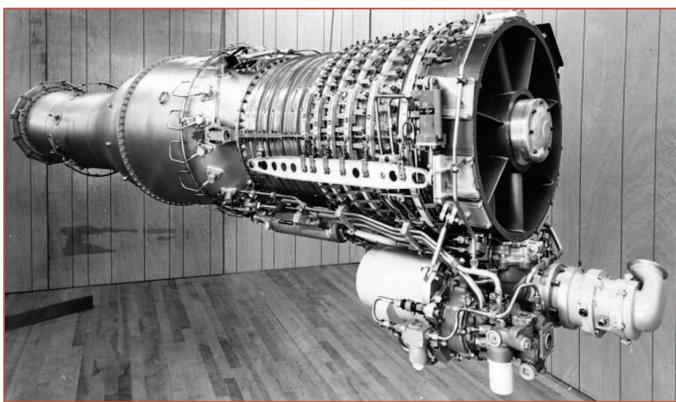


Рисунок 1.16 - Двигатель J97

**Турбина НД** - одноступенчатая. Применяется конвективный способ охлаждения лопаток.

**Форсажная камера** - охлаждается воздухом, отбираемым от компрессора НД и подводимым по кольцевому каналу, охлаждающему газогенератор двигателя.

**Реактивное сопло** - сверхзвуковое, регулируемое, многостворчатое, охлаждается воздухом, используемым для охлаждения форсажной камеры.

Было построено несколько двигателей, выполненных в лётном варианте. Проходил лётные испытания на истребителях Northrop YJ-17. К середине октября 1974 г. два истребителя Northrop YJ-17 совершили 133 полёта общей продолжительностью 142 ч 46 мин. Во время испытаний было осуществлено несколько успешных повторных запусков в полёте ТРДДФ YJ101-GE-100.

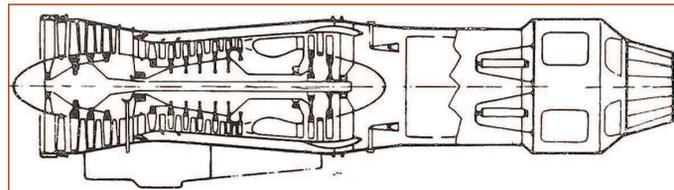


Рисунок 1.17 - Конструктивная схема ТРДДФ YJ101-GE-100



Рисунок 1.18 - ТРДДФ YJ101-GE-100 перед испытаниями

Таблица 10 - Основные параметры двигателя YJ101 [4, 13, 16]

Применение	Northrop YF-17
$P_{\text{дв}}$ , кН (кгс)	64,8 - 66,8 (6600 - 6800)
$C_{\text{уд.ф}}$ , кг/кН ч (кг/кгс ч)	192 (1,88)
$P_{\text{взл.}}$ , кН (кгс)	(4300)
$C_{\text{уд.взлг}}$ , кг/кН <sup>2</sup> ч(кг/кгс <sup>2</sup> ч)	79,6 (0,78)
$C_{\text{уд.кр}}$	-
$G_{\text{в}}$ , кг/с	56
$T_{\text{г}}$ , К	1645
$m$	0,2
$T_{\text{кэ}}$	21
$n$	-
$M_{\text{дв}}$ , кг	949
$L_{\text{дв}}$ , м	3,6
$D_{\text{дв}}$ , м	0,826
$D_{\text{вх}}$ , м	-
Год начала стендовых испытаний	1973

Элементы конструкции ТРДДФ YJ101 (рисунки 1.17, 1.18):

**ВНА** - регулируемый, с противообледенительной системой.

**Компрессор НД** - трёхступенчатый. Рабочие лопатки и диски изготовлены из титанового сплава. НА первых двух ступеней регулируемые.

**Компрессор ВД** - семиступенчатый. Первые три ступени и передний корпус изготовлены из титанового сплава, остальные

четыре и задний корпус - из стали. Ротор изготовлен с применением сварки трением.

**Камера сгорания** - кольцевая с 17-ю топливными форсунками. Имеет плёночное охлаждение.

**Турбина ВД** - одноступенчатая, с охлаждаемыми лопатками.

### 1.3.4. XF100

Достижения в области создания компрессоров, камер сгорания и турбин в 1960-х гг. привели к решению предложить более компактный двигатель с каскадом высокого давления, включающим одноступенчатую турбину и двухпорный ротор как в проекте MF295, в результате чего в 1969 г. на основе газогенератора GE1/10 (рисунок 1.8) был спроектирован демонстратор ТРДДФ XF100 (рисунки 1.19 - 1.21), имеющий минимальное число ступеней турбокомпрессора и двухпорные роторы каскадов низкого и высокого давления (рисунок 1.20, а) [8, 10, 15].

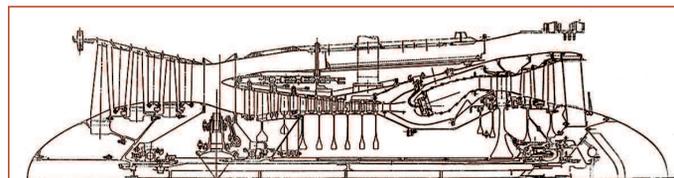


Рисунок 1.19 - Конструктивная схема GE XF100

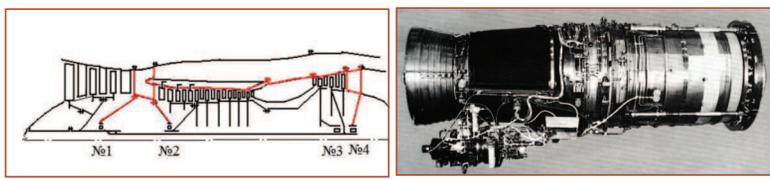


Рисунок 1.20 - Схема расположения опор а) и внешний вид б) демонстратора ТРДДФ XF100-GE

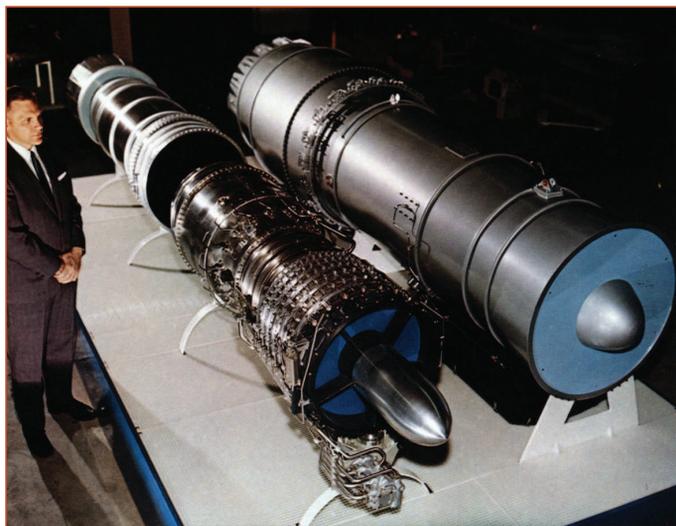


Рисунок 1.21 - Демонстратор GE1/10 (справа) и F100

### 1.3.5. GE4

Турбореактивный двигатель General Electric GE4, разработанный в конце 1960-х годов на основе General Electric YJ93, применявшемся на бомбардировщике XB-70, был предназначен для установки на сверхзвуковом пассажирском самолёте Boeing 2707 (рисунок 1.22). Этот самолёт создавался по программе строительства National Supersonic Transport (национального сверхзвукового пассажирского самолёта), о начале которой 5 июня 1963 г. объявил президент США Джон Кеннеди. В конкурсе на участие в программе участвовали три компании: North American, Lockheed и Boeing. 31 декабря 1966 г. государственная комиссия определила Boeing победителем.

Boeing 2707 изначально проектировался как широкофюзеляжный лайнер, что позволило бы ему взять на борт до 300 пассажиров (против 120-150 пассажиров у Ту-144 и 92-128 - у Конкорда).

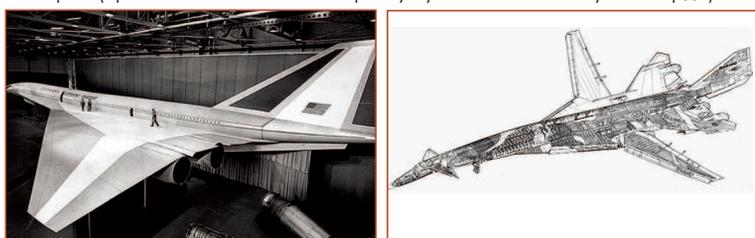


Рисунок 1.22 - Макет а) и схема б) самолёта Boeing 2707

Разработчик	Boeing
Первый полёт, г.	не выполнялся
Изготовлено, шт.	2 (недостроены)
Масса пустого, кг.	-
Максимальная взлётная масса, кг.	306 000
Пассажировместимость, чел.	277
Силовая установка	4xТРДДФ General Electric GE4
Максимальная скорость, км/ч.	2650
Дальность (без ПТБ), км	7871
Потолок, м.	22000

Таблица 11 - Основные параметры (проект) самолёта Boeing 2707 [13, 15]

Турбореактивный двигатель GE4 (рисунки 1.23 - 1.29), имевший девятиступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания и двухступенчатую турбину, был самым мощным двигателем своего времени.

Проект самолёта был весьма затратным, что, учитывая расходы на лунную программу, войну во Вьетнаме, на создание самого большого в мире Boeing-747, а также с техническими трудностями, вынудило Сенат США принять решение о прекращении программы National Supersonic Transport. Недостроенный полноразмерный макет Boeing 2707 передали в музей.

Закрытие проекта Boeing 2707 в 1971 г. повлекло прекращение работ над GE4. Всего было изготовлено 3 двигателя GE4.

Таблица 12 - Основные параметры двигателя GE4 [4, 13, 15]:

Применение	Boeing 2707
$P_{ф.}$ , кН (кгс)	270,5 (27550)
$C_{уд.ф.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	175,1 (1,72)
$P_{взл.}$ , кН (кгс)	211,8 (21570)
$C_{уд.взл.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	107,1 (1,05)
$P_{кр.}$ , кН (кгс)	66,9 (6800)
$C_{уд.кр.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	154 (1,51) ( $M_n=2,7$ )
$G_v$ , кг/с	281
$T_r$ , К	1533
$m$	0
$\pi_{к.с.}$	12,5
$n$	-
$M_{дв.}$ кг	5100
$L_{дв.}$ м	8,331
$D_{дв.}$ м	1,803
$D_{вх.}$ м	1,539
Год начала стендовых испытаний	1967

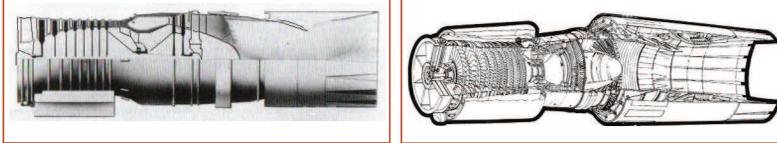


Рисунок 1.23 - Конструктивная схема а) и разрез б) ТРДФ GE4 (J5)

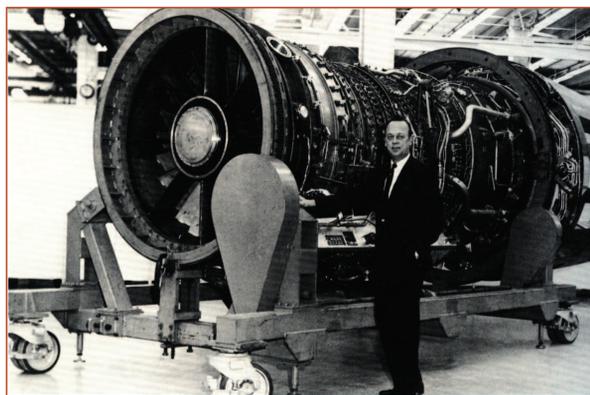


Рисунок 1.24 - ТРДФ GE4 (J5)

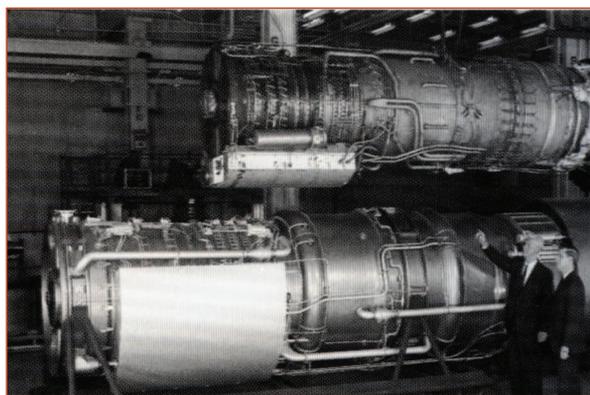


Рисунок 1.25 - J93 (вверху) и GE4 (снизу)

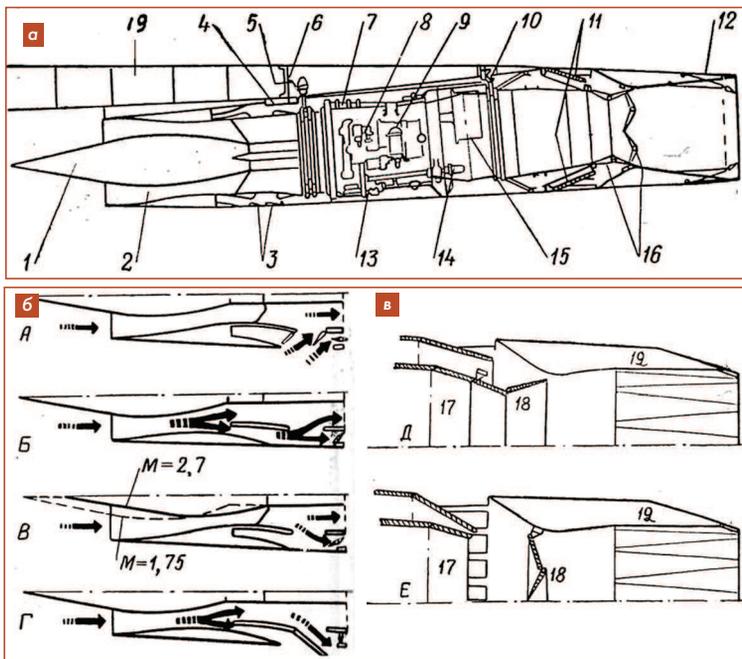


Рисунок 1.26 - Компонировочная схема ТРДФ GE4 на СПС Boeing 2707-300  
а). Схема компоновки двигателя:

1 - центральное тело воздухозаборного канала; 2 - сверхзвуковой диффузор; 3 - дополнительный подвод воздуха и разгрузочные заслонки; 4 - штанга для передачи тягового усилия; 5 - передняя подвеска двигателя; 6 - задний лонжерон; 7 - канал вторичного воздуха; 8 - пневматический агрегат (правая сторона); 9 - агрегаты; 10 - задний узел крепления; 11 - створки окон перепуска; 12 - вторичное регулируемое сопло; 13 - коробка приводов агрегатов двигателя; 14 - компрессор системы кондиционирования воздуха; 15 - первичный теплообменник; 16, 18 - створки реверса тяги; 17 - первичное сопло; 19 - коробка крыла.

б). Положение воздухозаборного канала:

А - на взлётном режиме; Б - при внешнем сверхзвуковом сжатии воздуха ( $M \approx 1,75$ ); В - при внутреннем сверхзвуковом сжатии воздуха ( $M = 1,75 - 2,7$ ); Г - разгрузочный перепуск из воздухозаборного канала при убранных створках реверса.

в). Положение сопла:

Д - положение первичного сопла при полёте с дозвуковой скоростью; Е - положение первичного сопла при реверсировании тяги.



Рисунок 1.28 - Демонстрация двигателя GE4

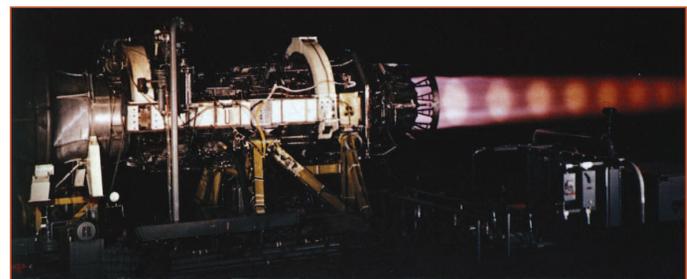


Рисунок 1.29 - Огневые испытания GE4

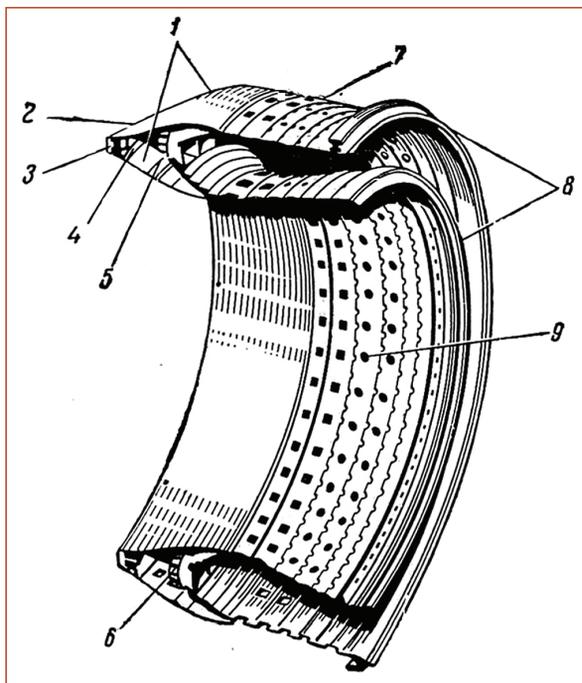


Рисунок 1.27 - Жаровая труба камеры сгорания двигателя GE4

1 - обтекатель; 2 - окна для топливных форсунок; 3 - установочные бобышки; 4 - стойка; 5 - элементы жесткости обтекателя; 6 - завихритель; 7 - наружная жаровая труба; 8-задние уплотнительные фланцы; 9 - отверстия для вторичного воздуха

### 1.3.6. F101-GE-100

В 1965 г. в США была разработана программа усовершенствованного пилотируемого стратегического самолёта - AMSA (Advanced Manned Strategic Aircraft), способного поражать цели на малой высоте [18].

По этой программе прорабатывались различные концепции самолёта: дозвуковой маловысотный; дозвуковой на малой высоте и сверхзвуковой на большой; вертикального или укороченного взлёта и посадки.

Командование ВВС приводило следующие факторы, требующие необходимость реализации программы AMSA:

- стратегические силы, включающие ракеты наземного и морского базирования, а также бомбардировщики являются более надёжным средством, сдерживающим противника, чем только ракетно-ядерные силы;
- самолёт AMSA станет более эффективным средством преодоления системы ПВО, чем существующие бомбардировщики;
- наличие бомбардировщика AMSA желательно в условиях любой, даже локальной войны.

В 1965 г. в Нью-Йоркской академии наук был представлен доклад представителя командования стратегической авиацией в котором обосновывалась необходимость иметь на вооружении как пилотируемые самолёты, так и управляемые ракеты, так как эти виды оружия дополняют друг друга, что способствует "гибкости" стратегических вооружений.

В ноябре 1968 г. представителями министерства обороны, ВВС и промышленности был разработан документ, содержащий концепцию создания на конкурсной основе самолёта AMSA.

В конкурсе участвовали ведущие компании США: Boeing, General Dynamics и Rockwell, входившая в корпорацию Nord American. В итоге, для создания планёра стратегического бомбардировщика ВВС США - В-1 была выбрана компания North American Rockwell.

Следует заметить, что ещё в 1962 г. ВВС США разработали новую систему стандартизации наименования имеющихся на вооружении образцов военной техники. В сентябре, представляя новую систему обозначений самолётов, секретарь ВВС Eugene Zuckert (Юджин Цукерт) заявил, что если на смену В-52 и В-70 будет построен новый бомбардировщик, то он будет иметь обозначение В-1. Так что обозначение самолёта стало известно ещё задолго до его появления [19].

Вначале В-1 называли "В-Опе", или просто "Вопе", что в переводе обозначает "кость", "скелет". Наименование "Lancer" самолёт получил 1 мая 1990 г., к этому времени "скелеты" уже несколько лет состояли на вооружении ВВС США.

В 1968 г. компоновка самолета AMSA была изменена с учетом необходимости большего разнесения крыла и оперения, которые до этого соединялись при установке крыла в положение максимальной стреловидности.

В мае 1969 г. усовершенствованный стратегический бомбардировщик AMSA получил официальное обозначение В-1А (рисунок 1.30).



Рисунок 1.30 - Самолёт В-1А (а) и схема расположения двигателей F101 на нём (б)

Глубокая решимость победить, вызванная неудачным соревнованием в начале года, а также достижения в области компрессоров, камер сгорания и турбин в 1960-х годах привели к решению General Electric предложить для AMSA компактный двигатель с каскадом высокого давления, имевшим одноступенчатую турбину и только две роторные опоры.

В результате чего в июне 1970 г. для разработки и произво-

дства двигателя для бомбардировщика В-1 ВВС США был выбран проект General Electric.

General Electric в апреле 1972 г. получила контракт ВВС на разработку и производство F101 - усовершенствованной версии двигателя J101 для оснащения стратегического бомбардировщика Rockwell B-1A.

F101 ознаменовал новый подход General Electric к разработке двигателей. Большинство новых военных двигателей закупаются с целью максимально продвинуть технологию и оптимизировать государственные средства, полученные и потраченные на исследования и разработки. General Electric решила начать новую программу на свои средства и подтвердить простоту, надёжность и ремонтпригодность разработки. Конструкция General Electric предусматривала использование двигателя с низкой степенью двухконтурности и с тягой около 67 кН.

В качестве базового двигателя для новой программы использовался демонстрационный газогенератор GE9, разработанный по контракту с командованием ВВС. Конструктивная схема, расход воздуха и размеры газогенератора GE9 в основном такие же, как у GE1. Некоторые элементы этих газогенераторов взаимозаменяемы.

F101 (рисунки 1.31 - 1.33) - первый турбовентиляторный реактивный двигатель со смешением потоков в форсажной камере, произведенный компанией GE Aviation, специально для программы Advanced Manned Strategic Aircraft (AMSA) - проекта создания самолёта стратегической авиации, в результате которой появился Rockwell B-1 (рисунок 1.30).

На самолете В-1 установлены четыре ТРДДФ F101. разме-

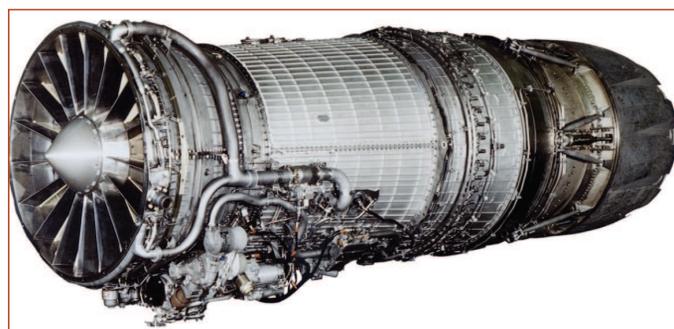


Рисунок 1.31 - ТРДДФ F101

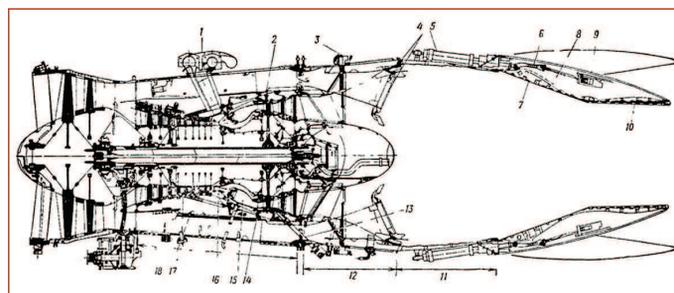


Рисунок 1.31 - ТРДДФ F101

1 - каналы отбора воздуха; 2 - рабочее колесо турбины компрессора; 3 - топливный коллектор; 4 - стабилизатор пламени; 5 - силовые цилиндры (8 шт.); 6 - ролики механизма поворота створок сопла; 7 - первичная внутренняя створка; 8 - кулачок механизма поворота створок сопла; 9 - внешняя створка и уплотнения; 10 - вторичная внутренняя створка; 11 - выпускная труба; 12 - зона смешения форсажной камеры; 13 - инфракрасный пирометр; 14 - сопловой аппарат турбины компрессора; 15 - камера сгорания; 16 - диффузор; 17 - внутренний корпус канала наружного контура; 18 - наружный корпус канала наружного контура.

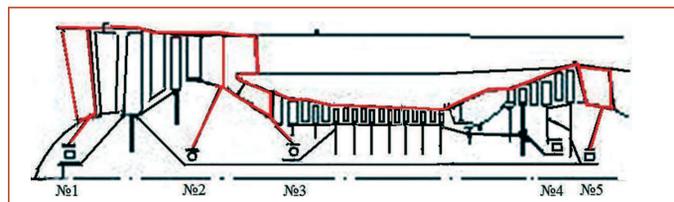


Рисунок 1.33 - Расположение опор на конструктивно-силовой схеме ТРДДФ F101



Рисунок 1.34 - Двигатели F101 в мотогондолах В-1А

щенные попарно в двух гондолах под неподвижными корневыми частями крыла, (рисунок 1.34). Поскольку гондолы, содержащие по два двигателя, разнесены довольно широко, фирма подробно изучила проблему устойчивости при отказах

двигателей, определив для случая нормальной беспомпажной работы двигателей границы углов атаки и скольжения в функции скорости.

Двигатель F101 предназначен для полёта на большую даль-

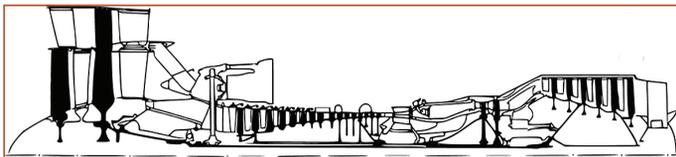


Рисунок 1.35 - Конструктивная схема ТРДД TF39

ность. При его разработке использован опыт проектирования форсажной камеры исходного варианта ТРД J79 (рисунки 1.5, 1.6), который применяется на самолете F-4 Phantom, и вентилятора ТРДД TF39 (рисунок 1.35) (применяется на самолете С-5А).

**Элементы конструкции ТРДДФ F101-GE-100 [4, 8, 10, 18, 20]:**

**Входное устройство.** Стальные лопатки регулируемого ВНА имеют подвижную заднюю часть пера лопатки. Противообледенительная система с отбором горячего воздуха от компрессора. Система регулирования воздухозаборников базировалась на результатах программы В-70 и использовала смешанное сжатие. В 1972 г. схема воздухозаборника была пересмотрена с целью снижения массы (- 615 кг на самолёт) и эксплуатационных затрат. Было доказано, что воздухозаборники внешнего сжатия, в конструкции которых была исключена приблизительно половина подвижных секций стенки, обеспечивают заданные характеристики и отвечают требованиям при допустимом ухудшении характеристик на сверхзвуковых скоростях. В сентябре было заявлено, что на В-1А будут установлены воздухозаборники с внешним сжатием. Общая длина воздушного канала от входной кромки воздухозаборника до двигателя составляла 6,5 м, а длина дозвукового диффузора - 4,5 диаметра входного сечения двигателя. Совместимость воздухозаборника с планёром проверялась на полномасштабном макете полукрыла и двигателя. Продувки в аэродинамической трубе с сечением 4,8 м проходили в научно-исследовательском центре им. Арнольда.

**Вентилятор** - двухступенчатый. Рабочие лопатки из титанового сплава, с бандажными полками на концах. Внешняя часть переднего корпуса вентилятора и лопатки ВНА снабжены противообледенительными устройствами, работающими на горячем воздухе, отбираемом от компрессора.

**Компрессор** - девятиступенчатый. Рабочие лопатки первых четырёх ступеней и диски первых трёх ступеней изготовлены из титанового сплава. Все диски и рабочие лопатки всех остальных ступеней, а также вал ротора высокого давления - из никелевого сплава Rene 95. Лопатки направляющих аппаратов первых трёх ступеней стальные поворотные. Лопатки направляющих аппаратов с пятой по девятую ступени - из сплава Inconel 718. Передний корпус компрессора (до направляющего аппарата шестой ступени) изготовлен из титанового сплава, а задний корпус - из стали. От пятой ступени производится отбор воздуха на самолётные нужды.

Для изготовления статора компрессора, где это позволяет тем-

пература, применяются усовершенствованные композиционные материалы на основе графита.

**Камера сгорания** - кольцевая, короткая, со смесеобразующим устройством. Изготавливалась из кольцевой заготовки сплава Hastelloy X. В качестве топливных форсунок применены 20 стальных трубок, через которые топливо подается в смесители вихревого типа в виде улиток, где оно предварительно смешивается с поступающим воздухом. Интенсивное смешение происходит при помощи двух завихрителей со спиральными лопатками. Такая конструкция обеспечивает хорошее смешение и полное сгорание углеводородного топлива на длине камеры менее 255 мм, причём в зоне длиной ~ 50 мм происходит смешение, а в остальной части - горение. Обеспечивает малую степень дымления на всех режимах.

Такая же камера сгорания применяется в ТРДД TF34 (рисунки 1.36 - 1.38).

**Турбина компрессора** - одноступенчатая. Рабочие и сопловые лопат-

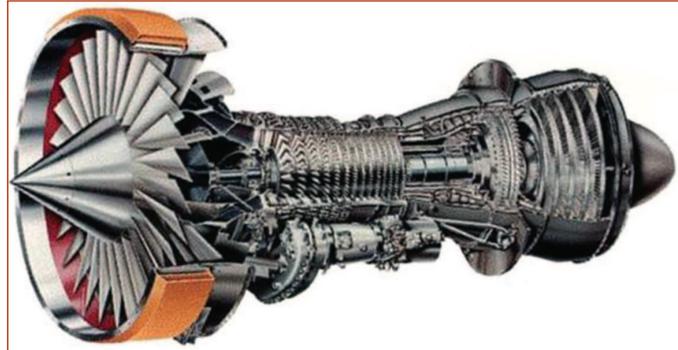


Рисунок 1.36 - Конструктивная схема ТРДД TF34

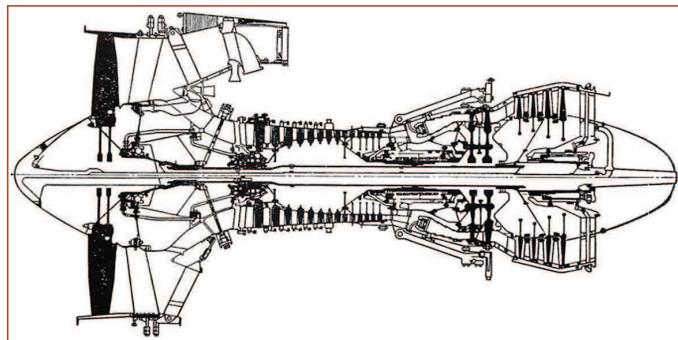


Рисунок 1.37 - Схемы ТРДД TF34-GE-2 и ТРДД TF34-GE-100 (внизу)

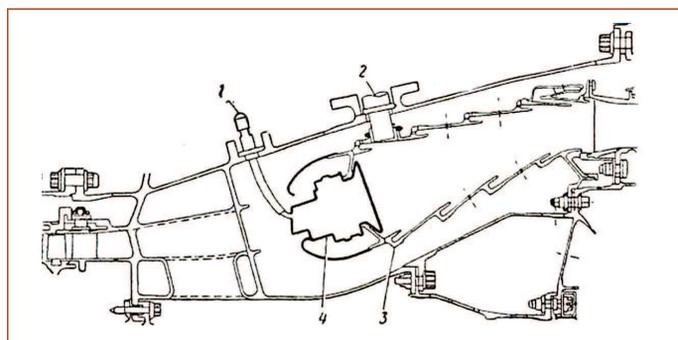


Рисунок 1.38 - Схематический разрез камеры сгорания ТРДД TF34-GE-2: 1 - труба подвода топлива; 2 - воспламенитель; 3 - жаровая труба; 4 - смесительно-вихревая камера

ки охлаждаются воздухом, отбираемым за компрессором. Рабочие лопатки выполнены из жаропрочного коррозионно-устойчивого сплава на никелевой основе Rene 120, диск рабочего колеса - из сплава Rene 95, а сопловые лопатки - из хромоникелевого сплава, легированного торием. В серийном производстве рабочие лопатки изготавливались из сплава Rene 125. Отверстия в лопатках создавались с помощью лазера.

**Турбина вентилятора** - двухступенчатая, неохлаждаемая. Рабочие

лопатки первой ступени изготовлены из сплава Rene 125, второй ступени - из сплава Rene 80. Сопловые лопатки первой ступени выполнены из торий-хром-никелевого сплава, а второй ступени - из сплава Rene 80. Вал турбины изготовлен из сплава Inconel 718.

**Форсажная камера** имеет 56 каналов: 28 для воздуха, поступающего из внешнего контура при  $T=394$  К через систему щелевых отверстий в её передней части, и 28 для газа. Смешение потоков происходит в зоне расположения стабилизатора пламени; впрыск топлива осуществляют 56 форсунок, расположенных в коллекторе перед стабилизатором пламени. Воспламенение топлива осуществляется с внутреннего кольца стабилизатора, что обеспечивает равномерное нарастание температуры и плавный переход на режим полного форсирования тяги. Экраны форсажной камеры, створки реактивного сопла и его уплотнения охлаждаются воздухом ( $T=394$  К), отбираемым за вентилятором. Корпус форсажной камеры изготовлен из сплава Inconel 625. Конструкция оптимизирована для продолжительного полёта на небольшой высоте при высоких дозвуковых числах  $M$  и для полёта на большой высоте при  $M=2,2$ .

**Реактивное сопло** - сверхзвуковое, многостворчатое, с консольно подвешенными створками сужающейся части (первичные створки), створками расширяющейся части (вторичные створки) и внешними створками. В системе привода створок используются 8 гидравлических силовых цилиндров. Первичные створки устанавливаются в заданное положение с помощью кулачка и роликов, являющихся элементами сужающейся части сопла. Шарниры подвески вторичных створок спрятаны в "тело" сопла для уменьшения внешнего сопротивления. При действии гидравлической системы привода первичные и вторичные створки могут передвигаться совместно или раздельно. Створки первичного и вторичного сопла выполнены с учетом опыта эксплуатации сопел ТРДФ J79 и J93. Выпускная труба выполнена из титанового сплава, створки сужающейся и расширяющейся частей сопла стальные, а внешние створки и уплотнения сопла изготовлены из стальной сотовой конструкции.

**Система управления.** В двигателе применён в качестве основного элемента системы управления инфракрасный фотоэлектрический пирометр, сфокусированный на лопатки ротора турбины компрессора. Его датчик настроен на средний уровень температуры семидесятидвух рабочих лопаток этого ротора. Когда среднее значение температуры достигает заданного предела, расход топлива и частота вращения ротора вентилятора автоматически снижаются. Система регулирования - гидромеханическая

**Эксплуатационная технологичность.** Двигатель модульной конструкции, что упрощает его ремонт (рисунок 1.39). На корпусе двигателя в зонах компрессора, камеры сгорания и турбины имеются лючки для бороскопического осмотра.

Испытания ТРДФ F101 по программе "проверка изделия" закончились в 1976 г (рисунок 1.40) с наработкой 12 000 ч. После чего началось производство двигателя малой серией. С 1976 г. по август 1979 г. испытания двигателя проводились по программе непрерывной технической доводки, которая имела целью ускорение достиже-

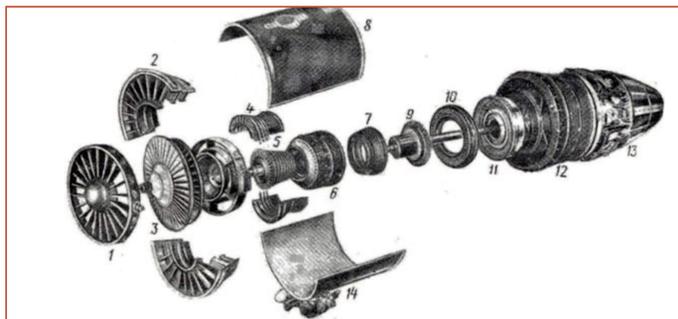


Рисунок 1.39 - Основные модули и узлы ТРДФ F101:

1 - передний корпус вентилятора; 2 - статор вентилятора; 3 - ротор вентилятора; 4 - статор компрессора; 5 - ротор компрессора; 6 - корпус и диффузор камеры сгорания; 7 - камера сгорания; 8 - наружный корпус внешнего контура; 9 - турбина компрессора; 10 - сопловой аппарат первой ступени турбины вентилятора; 11 - турбина вентилятора; 12 - форсажная камера; 13 - регулируемое реактивное сопло; 14 - агрегаты и регуляторы двигателя

ния технических параметров двигателя, увеличение срока службы его элементов и снижение стоимости жизненного цикла.

Стратегическое значение В-1 стало фактором в переговорах США - СССР по ОСВ-2, и в июне 1977 г. администрация президента Джими Картера решила прекратить программу В-1. Было изготовлено четыре прототипа В-1А.

Некоторые дальнейшие лётные испытания, включая испытания двигателей, были продолжены для подтверждения технологических достижений, реализованных в В-1/F101.

В 1980 г. на базе В-1А был создан В-1В (рисунок 1.42) как самолёт маловысотного прорыва ПВО.

Специально для выпуска В-1В в Палмдейле (Palmdale) построили новый завод. В программе серийного производства принимало участие 5200 субподрядчиков. Президент Р. Рейган потребовал наладить серийный выпуск В-1В как можно быстрее, из-за чего первые машины не получили полного комплекта штатных систем и оборудования. Первые семь В-1В "не умели" пускать крылатые ракеты, зато их поставки начались досрочно. Первый полёт первого серийного В-1В (82-0001) планировали на март 1985 г. Выкатка состоялась 4 сентября 1984 г., а первый полет - 18 октября 1984 г. Первый серийный В-1В был собран с использованием компонентов незавершенного пятого В-1А. Второй серийный В-1В полетел 1 октября 1986 г. Производственный план предполагал выпуск четырёх стратегических бомбардировщиков в месяц и этот план удалось выполнить. Выкатка 10-й серийной машины состоялась 20 января 1988 г., заказчик получил её 2 мая 1988 г. Все 100 самолётов В-1В от ВВС облетывал майор Валда Дж. Роббинс (Valda J. Robbins) [22].

Самолёт поступил в распоряжение стратегического командования ВВС США в качестве носителя ядерного оружия. В 1990-х его переоборудовали в носитель тактического вооружения.

Унификация по планёру между В-1А и В-1В составляет порядка 85%. В-1А предназначался для полётов на больших высотах со скоростью порядка  $M=2$ , а В-1В проектировался в расчёте на прорыв ПВО на малой высоте с высокой дозвуковой скоростью, и его максимальная скорость не превышает число  $M=1,25$ .

На В-1В были упрощена конструкция воздухозаборников двигателей, за счёт отказа от подвижных клиньев, и приняты меры по экранированию первых ступеней компрессоров, что обеспечило снижение ЭПР самолёта во фронтальной плоскости. Использование радиопоглощающих материалов в конструкции В-1В в сравнении с В-1А было увеличено на 85 %.

#### Список использованных источников информации

1. Parsch A. Designations of U.S. Military Aero Engines. 2008. [http://www.designation-systems.net/usmilav/engines.html#\\_MILSTD1812\\_AirBreathing](http://www.designation-systems.net/usmilav/engines.html#_MILSTD1812_AirBreathing).
2. Younessi O., Arena M. V., Moore R. M., Lorell M., Mason J., Graser J. C. Military Jet Engine Acquisition. Technology Basics and Cost-Estimating Methodology. Published by RAND. 2002. - 153 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. Полная энциклопедия мировой авиации. Пер. с англ. The Complete Encyclopedia of World Aircraft. General Editor D. Donald. - Самара: корп. "Фёдорос". 1997. - 928 с.
7. Мировая авиация. Полная энциклопедия. [www.aviacija.deagostini.ru](http://www.aviacija.deagostini.ru).
8. The History Of General Electric Aircraft Engines. [https://www.456fis.org/HISTORY\\_OF\\_GENERAL\\_ELECTRIC\\_AIRCRAFT\\_ENGINES.htm](https://www.456fis.org/HISTORY_OF_GENERAL_ELECTRIC_AIRCRAFT_ENGINES.htm).
9. MF-295. <https://www.secretprojects.co.uk/threads/looking-for-information-on-the-general-electric-mf-295-turbofan-engine.30101>.
10. Иностраные авиационные двигатели. - М.: ЦИАМ, вып. 6. 1971. - 698 с.
11. Пономарёв Б.А. Настоящее и будущее авиационных двигателей. - М.: Воениздат, 1982. - 240 с.
12. General Electric YJ93-GE-3. <https://www.thisdayinaviation.com/tag/general-electric-yj93-ge-3>.
13. Elodie Roux. Turbofan and Turbojet Engines: Database Handbook. Elodie Roux, 2007. - 596 pp.
14. F-17 Cobra. <http://www.airwar.ru/enc/fighter/f17.html>.
15. Seven Decades of Progress. A Heritage of Aircraft Turbine Technology. General Electric Company. Dayton, Ohio. Aero Publisher Inc. 1979. - 232 pp.
16. P&W JTF17 (Proposed Boeing 2707 SST Engine) <https://www.secretprojects.co.uk/threads/p-w-jtf17-proposed-boeing-2707-sst-engine.12721>.
17. Иностраные авиационные двигатели. - М.: ЦИАМ, вып. 11. 1987. - с. 34 - 39.
18. Авралова В.И. Стратегический бомбардировщик РОКУЭЛЛ В-1. (По материалам иностранной печати). - М.: ЦАГИ. 1993. - 99 с.
19. В-1А Lancer. Авиационная энциклопедия. Уголок неба. <http://www.airwar.ru/enc/bomber/b1.html>.
20. Иностраные авиационные двигатели. - М.: ЦИАМ, вып. 9. 1981. - 298 с.
21. General Electric F101-GE-102, <http://www.airwar.ru/enc/engines/f101-102.html>.
22. Никольский М. В-1В. Авиация и космонавтика. №3. 2011. [http://www.xliby.ru/transport\\_i\\_aviacija/aviacija\\_i\\_kosmonavtika\\_2011\\_03/p6.php](http://www.xliby.ru/transport_i_aviacija/aviacija_i_kosmonavtika_2011_03/p6.php)

Связь с авторами: [zrellov07@mail.ru](mailto:zrellov07@mail.ru)

# ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

## АКТУАЛИЗАЦИЯ ПРОБЛЕМЫ НЕРАВНОВЕСНОСТИ В ЖРДМТ

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

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

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

*На базе уравнения сохранения импульсов применительно к неравновесным процессам получена универсальная зависимость, отражающая динамику релаксационных процессов в реальных ситуациях работы ЖРДМТ и других двигателей на химическом принципе работы. Разработан инженерный метод расчета и создана программа определения термодинамических параметров для неравновесных процессов. Программа адаптирована для автоматизированного расчета термодинамических параметров продуктов сгорания в зависимости от значения функции нормального насыщения  $\psi(\xi)$  и позволяет оценить степень неравновесности рабочего процесса.*

*On the basis of the equation of conservation of momentum applied to nonequilibrium processes, a universal dependence is obtained that reflects the dynamics of relaxation processes in real situations of operation of liquid-propellant rocket engines and other engines on the chemical principle of operation. An engineering calculation method has been developed and a program for determining thermodynamic parameters for nonequilibrium processes has been developed. The program is adapted for automated calculation of thermodynamic parameters of combustion products depending on the value of the normal saturation function  $\psi(\xi)$  and allows you to estimate the degree of non-equilibrium of the working process.*

**Ключевые слова:** турбулентность, неравновесная термодинамика, программный продукт.

**Keywords:** turbulence, nonequilibrium thermodynamics, a software product.

В настоящее время основным аппаратом термодинамического расчета являются программы, написанные для равновесных случаев, замороженного и равновесного, которые предполагают неизменность энтропии [1 - 4]. Имеется ограниченное число работ, затрагивающих тему неравновесности в практическом ее приложении, например [5, 17], что объясняется недостаточной ее проработанностью в теоретическом плане [6, 22]. Более того, многие аспекты проблемы неравновесной термодинамики находятся ещё в зачаточном состоянии. Положения, отмеченные в последних двух работах, пока еще не до конца доказаны и в отдельных случаях являются просто гипотетическими. Доведенные до расчетных продуктов, программы ограничены по возможностям и практически не верифицированы. Такая ситуация во многом объясняется и тем, что пока еще недостаточно начальных и граничных условий для решения общей задачи. Актуальными становятся методы, основанные на предельных приближениях [3, 12] и интегральные инженерные подходы.

Излишне говорить о необходимости решать именно неравновесные задачи химической термодинамики. Ведь разница замороженных и равновесных значений достигает двукратной и более величин, что может приводить, да и приводит к существенным ошибкам в расчетах теплообмена, удельного импульса тяги и проектных параметров.

Неравновесную термодинамику, очевидно, следует учесть применительно к энергетическим двигательным установкам. Процессы, происходящие в камерах тепловых энергетических машин, всегда являются нестационарными, и, как правило, неравновесными, однако для упрощения расчетов их рассматривают равновесными. Актуальной проблемой является учет неравновесности для ракетных двигателей малой тяги в связи с их малым временем работы, работе в импульсном режиме, малыми объемами камеры сгорания и большим расслоением термодинамических параметров в поперечном сечении. Учет неравновесности позволяет рассчитать удельный импульс тяги двигателя при выходе на режим и на режиме его остановки для единичного и многократных импульсов.

### Нестационарные процессы в двигательных и энергетических установках

Неравновесность напрямую связана с нестационарностью. Но не всегда нестационарный процесс влечет появление неравновесности. Все зависит от соотношения скорости химической

реакции и скорости диффузии. Часто эти характеристики представляют через характерные времена: время химической реакции и характерное время процесса. Отношение этих времен известно, как критерий Герхарда Дамкёлера. В работе [10] был дан алгоритм вычисления реальной скорости реакции, который был разработан на примере гетерогенной реакции газообразного горячего водорода и твердого графита (рис. 1) и универсализирован:

$$\frac{W}{W_{кин}} = 0,4 \ln \frac{p}{p_0} - 0,2 \ln Da. \quad (1)$$

Здесь:

- $W$  - скорость химических реакций (кинетическая или диффузионная);
- $p/p_0$  - отношение рабочего давления и давления внешней среды;
- $Da$  - число Дамкёллера, зависит от давления, температуры и вычисляется по формуле [10]:

$$\ln Da = 26,6 - \ln p - 0,5 \ln T - 50400/T. \quad (2)$$

Было показано, что существенным параметром при его вычислении является отношение  $p/p_0$  и в диапазоне крайних значений  $Da_{кин}$  и  $Da_{диф}$ , оно является определяющим. Поэтому, говоря о нестационарности, следует понимать динамику изменения давления.

Зависимость (1) от числа  $Da$  при разных давлениях представлена на рис. 1. Зависимость  $W/W_{кин}$  от температуры при разных давлениях представлена на рис. 2.

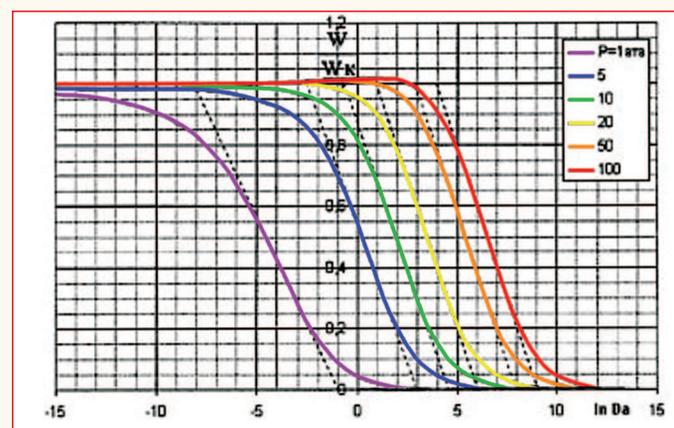


Рис. 1 Зависимость отношения реальной скорости реакции  $W$  к кинетической скорости реакции  $W_{кин}$  от давления

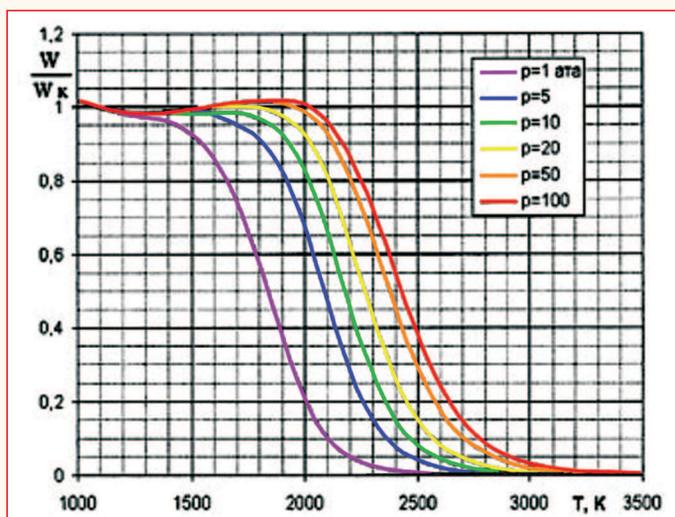


Рис. 2 Зависимость отношения реальной скорости реакции  $W$  к кинетической скорости реакции  $W_{кин}$  от температуры

Если теперь учесть, что число Дамкеллера есть к тому же отношение времени диффузии окисляющего компонента к стенке ко времени химической реакции [18], то с учетом градиента давления и применительно к камере ракетного двигателя можно записать:

$$p_k = \frac{dp_k}{d\tau} \cdot \tau_{диф} \quad (3)$$

$$Da = \frac{\tau_{диф}}{\tau_{хим}} = \frac{p_k}{dp_k/d\tau} \cdot \tau_{хим} \quad (4)$$

Текущий градиент давления можно приблизительно представить в виде касательной, проведенной через точку перегиба циклограммы  $p_k(\tau)$  выхода двигателя на режим:  $dp_k/d\tau = const$ . Далее неравновесность можно оценивать по этой величине.

Очевидно целесообразно классифицировать эту динамику применительно к энергетическим двигательным установкам (ЭДУ). Нестационарные процессы в ЭДУ по характеру нестационарности чаще всего встречаются в следующих случаях:

1. В процессе выхода двигателя на режим ( $dp_k/d\tau > 0$ );
2. Спад давления после работы ДУ ( $dp_k/d\tau < 0$ );
3. Перекладки с режима на режим;
4. Неустойчивости, которые могут возникнуть в процессе работы - это НЧ- и ВЧ-неустойчивости ( $p_k = var$ );
5. Отдельно можно отметить работу РДТТ, где в процессе меняется свободный объем и даже при  $p = const$  газодинамический процесс является нестационарным;
6. Авария и взрыв.

Но особым случаем нестационарного процесса является работа ЖРДМТ. Это работа в импульсном режиме с высокой частотой включений, которая сопровождается многократным воспламенением топлива в камерах двигателей и последующим отключением.

Выделяя режим работы ЖРДМТ как исключительный нестационарный случай, сопровождающийся очевидной неравновесностью параметров, сосредоточимся на проблеме расчета его неравновесных термодинамических свойств, и это не случайно. Процессы в ЖРДМТ идут, как правило, с недогоранием и существенной неравновесностью такого важного параметра процесса, как  $k_m$  или  $\alpha$  - коэффициента избытка окислителя. Реальные  $k_m$  и  $\alpha$  будут отличаться от заданных в ТЗ. Понятно, что недостаточно проводить их расчет для двух крайних случаев, у которых скоростей реакций либо совсем нет, либо они бесконечны (замороженый и равновесный случаи соответственно).

Поймем отличие определений кинетический и диффузионный режимы и замороженное и равновесное течения, обратимся к [19]. В том случае, когда скорость химической реакции в потоке мала по сравнению со скоростью диффузионного переноса, течение считается замороженным. Если скорость реакции в газовой фазе

велика и концентрация каждой компоненты однозначно связана с локальными значениями давления и температуры (кинетический случай), то течение равновесное. В первом приближении можно считать, что при диффузионном режиме реакции вообще не идут и течение является замороженным. А равновесное течение, у которого формально по определению скорость реакции равна бесконечности, можно относить к кинетическому режиму. Кинетический режим можно локально относить к стехиометрическому случаю, после которого все исходящие химические компоненты прореагируют при совершенно конкретной скорости, именно конечной скорости. Поэтому можно считать, что с точностью до нюансов замороженное течение является диффузионным, а равновесное - кинетическим.

Для нашего анализа эти два течения являются ограничениями, внутри которых реализуется истинное неравновесное течение реального газа. Именно это течение необходимо определить по параметрам нестационарности.

Перед тем, как изложить инженерный метод расчета неравновесных термодинамических параметров, качественно проанализируем циклограммы работы ЖРДМТ.

### Характерные реальные циклограммы работы ЖРДМТ

ЖРДМТ в настоящее время являются основным типом исполнительных органов в системах коррекции, стабилизации и ориентации КА, а также в управлении РБ. Более 50 конструкций отечественных ЖРДМТ эксплуатировались и эксплуатируются в составе объектов указанных классов. ЖРДМТ подразделяются на однокомпонентные (топливо - гидразин), имеющие тягу 0,1...50 Н и двухкомпонентные с тягой 6...400 Н на самовоспламеняющихся компонентах в составе азотного тетраксид (АТ) - несимметричного диметилгидразина (НДМГ). В зарубежной практике горючим является, как правило, монометилгидразин (ММГ). Гидразин и его производные НДМГ и ММГ являются высокотоксичными веществами, однако высокие энергетические, динамические и эксплуатационные характеристики двигателей на данных компонентах топлива указывают на устойчивую перспективу их дальнейшего применения.

Наиболее широко применяются двухкомпонентные ЖРДМТ на долгохранимом топливе АТ+НДМГ, в частности для управления КА дистанционного зондирования Земли, межпланетных КА, РБ типа ДМ и "Бриз", космических кораблей серии "Союз", "Прогресс", международной космической станцией. На высокоорбитальных КА серий "ГЛОНАСС", "Экспресс" и многих других, а также для управления РБ "Фрегат" используются однокомпонентные ЖРДМТ на гидразине.

В последние годы отмечается интерес к использованию ЖРДМТ на экологически безопасном топливе, например, в системах управления РБ возможно применение двухкомпонентных ЖРДМТ на компонентах топлива маршевого ЖРД ( $O_2-H_2$ ,  $O_2$ -керосин и пр.).

Требования к точности ориентации аппарата на орбите в свою очередь предъявляют высокие требования к исполнительным системам ЖРДМТ ориентации и стабилизации КА в части минимизации суммарного импульса тяги за включение (до  $10^{-3}$  Н) и обеспечения высокой стабильности параметров двигателя от включения к включению.

Для ЖРДМТ, применяемых в системах ориентации и стабилизации основным режимом работы является импульсный режим, когда времена переходных процессов на пуске и останове сопоставимы с временем включения, и при максимальной частоте работы двигателя стационарный режим работы по давлению в камере сгорания может и не достигаться [4].

Однокомпонентные термокаталитические двигатели на гидразине отличаются большими минимальными временами включений и пауз на уровне 0,1...0,5 с и большей длительностью переходных процессов.

Минимальная длительность включения и минимальное время паузы для современных двухкомпонентных ЖРДМТ в основном на

ходятся на уровне 0,03...0,05 с, а максимальная частота включений при этом составляет 10...15 Гц. А время выхода ЖРДМТ на режим находится в пределах  $\tau_{0,9} = 0,018...0,06$  с, время останова -  $\tau_{0,1} = 0,015...0,065$  с. Динамические параметры ЖРДМТ зависят главным образом от объема камеры сгорания, объемов заклапанных полостей смесительной головки, эффективности смесеобразования, быстродействия топливных ЭК [8]. Так, например, двигатель 17Д58Э разработки ФГУП "НИИМашиностроения" тягой 12 Н имеет минимальное время огневой работы 0,007 с, минимальное время паузы между включениями 0,015 с и максимальную частоту срабатываний 25 Гц.

Характерными показателями импульсного режима работы являются [7] (рис. 3):  $\tau_{вкл}$  - время включения ЖРДМТ;  $\tau_{п}$  - время паузы между одиночными включениями ЖРДМТ;  $T$  - время цикла между одиночными включениями,  $T = \tau_{вкл} + \tau_{п}$ . Временные параметры, отнесенные к времени чередования импульсов, образуют безразмерные показатели импульсного режима ЖРДМТ:  $k_3 = \tau_{вкл}/T$  - коэффициент заполнения;  $S = \tau_{п}/T$  - скважность;  $f = 1/T$  - частота включения ЖРДМТ.

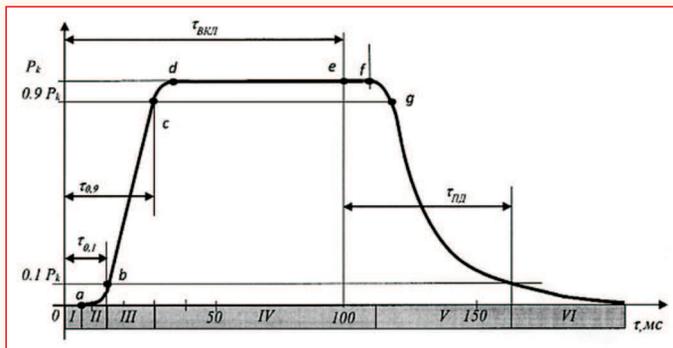


Рис. 3 Типовая циклограмма работы ЖРДМТ с длительностью командного сигнала 0,1 с [2]

Работа ЖРДМТ (рис. 4) сопровождается пульсациями давления в камере сгорания. Ввиду низкого рабочего давления в камере ЖРДМТ, не более  $5...10 \cdot 10^5$  Па, пульсации не представляют опасности для работоспособности конструкции двигателя, однако они также вносят вклад в нестационарность рабочего процесса.

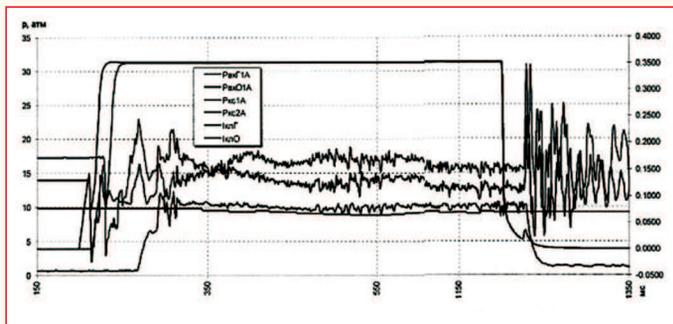


Рис. 4 Результаты экспериментов одиночного запуска ЖРДМТ МАИ-200 длительностью 1 с [4]

Нестационарность процессов тем выше, чем меньше время работы двигателя за один импульс, т.к. относительное время выхода на режим и время последствия сопоставимо со временем работы на режиме.

### Моделирование неравновесных течений

Моделировать неравновесные течения будем, опираясь на уравнение Навье-Стокса. Но это уравнение получим из условий сохранения законов термодинамики. Это 1-й и 2-й [19] законы, а также 4-й [13] закон термодинамики, доказывающие идентичность движения как понятия.

Итак, 1-й и 2-й начала термодинамики в самом общем виде записываются следующим образом:

$$dQ > dU + pdV + dq_{внутр} + dq_{внеш} \quad (5)$$

Здесь  $dq_{внутр}$  и  $dq_{внеш}$  - соответственно внутренние диссипа-

тивные энергии, связанные с выделением тепла из-за вязкости и трения и внешние, поступающие извне энергии химического, ядерного и другого рода происхождения.

По аналогии с [14] и [11] будем записывать этот объединенный закон в следующем виде:

$$\text{grad}(Q) = \text{grad}(U) + p \cdot \text{grad}(V) + \frac{1}{\rho} \text{div} \Pi + RT \cdot \text{grad} \left( \frac{Q_p}{RT} \right). \quad (6)$$

Здесь  $\Pi$  - тензор Коши,  $Q_p$  - поток извне.

Опуская для краткости преобразования и с ссылкой на [17], запишем с учетом раскрытия тензора Коши [19]:

$$\frac{dj}{d\tau} = -\text{grad}(p) + \frac{4}{3} V \cdot \text{grad}(\text{div} j) - V \cdot \text{rot rot}(j) - p \cdot \text{grad} \left( \ln p^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot e^{\left( \frac{Q_p}{RT} - \frac{ST}{RT} \right)} \right). \quad (7)$$

Здесь  $j = pV$ ,  $\text{grad}(Q) = T \cdot \text{grad}(S)$ .

Очевидно, что полученное уравнение (7) отличается от уравнения Навье - Стокса последним членом. Это неравновесный (релаксационный) член и отражает закон действующих масс.

Для удобства анализа пределаем преобразования. Рассмотрим подробно релаксационный член в уравнении импульсов. Сделаем преобразования, понимая под разностью в показателе энергию активации:

$$p \cdot \text{grad} \left( \ln p^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot e^{\left( \frac{Q_p}{RT} - \frac{ST}{RT} \right)} \right) = p \cdot \text{grad} \left( \frac{p^{\frac{k+1}{k-1}}}{RT^{\frac{k+1}{k-1}}} \cdot e^{\left( \frac{E}{RT} \right)} \right). \quad (8)$$

Преобразуем это равенство и обезразмерим его:

$$\frac{k+1}{k-1} \cdot p \cdot \text{grad} \left( \frac{p}{RT} \cdot e^{\left( \frac{E}{RT} \cdot \frac{k+1}{k-1} \right)} \right) = \frac{k+1}{k-1} \cdot p \cdot \ln \left( \frac{p}{\xi} \cdot e^{1 - \frac{1}{\xi}} \right). \quad (9)$$

Получим далее неравновесный член в уравнении движения в виде:

$$\frac{k+1}{k-1} \cdot p \cdot \text{grad} \ln p \cdot \psi(\xi). \quad (10)$$

Здесь  $\psi(\xi)$  - функция нормального насыщения [9], является универсальной нормальной функцией насыщений и годится для многих физических процессов. Эта функция в данном случае отражает динамику релаксационного процесса, а произведение  $p \cdot \psi(\xi)$  является константой равновесия.

Полученная функция при  $\xi = 0$  характеризует замороженный процесс, а при  $\xi = 1$  - равновесный. Любое промежуточное значение характеризует неравновесность. Таким образом в случае замороженного течения значение под логарифмом обнуляется, градиент от константы становится равным нулю и в результате получается уравнение Навье-Стокса в традиционном виде. Но если течение равновесное, то член под логарифмом не постоянен и равен  $p$ , а само уравнение движения получает дополнительный член:

$$\frac{k+1}{k-1} \cdot p \cdot \text{grad} \ln p. \quad (11)$$

Внутри этих границ очевидно будет чисто неравновесное течение и видимо оно будет определяться функцией  $\psi(\xi)$ , где

$$\xi = \frac{E}{R} \cdot \frac{k+1}{k-1}. \quad (12)$$

Тогда логичным является построение приближенной (инженерной) методики, которая основывается на расчетах параметров по традиционным программам, где в качестве результатов выдаются крайние значения реакций: замороженной и равновесной.

Зная граничные значения и безразмерную функцию  $\psi(\xi)$ , с помощью неё можно выразить любую теплофизическую характеристику:  $h - p, c, \mu, \lambda$  и др.:

$$h = h_{зэм} + \psi(\xi)(h_{равн} - h_{зэм}). \quad (13)$$

Значения функции  $\psi(\xi)$  затабулированы и могут быть использованы для расчетов. На основании полученных соотношений в данной работе была создана программа термодинамических расчетов для получения неравновесных параметров.

**Программа термодинамического расчета параметров истечения**

В настоящее время существует большое число готовых программ по расчету термодинамических параметров рабочего тела (Astra, CEA, RPA) [20, 21, 23]. Трудности их применения связаны с наличием интерфейса и ограниченными возможностями модульного включения этих программ в другие программы. В связи с этим была доработана процедура расчета в плане неравновесности и перекодировки дискретных табличных значений. Был заимствован специальный программный модуль (автор А.Г. Воробьев [4]) и встроено в общую программу. Разработанный программный модуль расчета термодинамических параметров продуктов сгорания для равновесного течения представляет собой динамически подключаемую библиотеку с интерфейсом, представленным, в среде Microsoft Excel (или в другой среде, поддерживающей вызовы функций из DLL модулей) (рис. 5). Для нахождения компонентов состава, давления и температуры смеси в камере сгорания составляется и решается система алгебраических уравнений химического равновесия: используется математическая модель расчета компонентного состава смеси согласно закону действующих масс, закону химического равновесия, закону сохранения энергии в камере сгорания и закону Дальтона. В термодинамическом модуле рассматривается четырехэлементное топливо, состоящее из H, C, N, O. Этими элементами можно задать подавляющее большинство топлив, применяемых в ЖРД.

Термодинамический анализ параметров течения продуктов сгорания в сопле основывается на допущении об изэнтропическом характере процессов, протекающих при расширении [1]. Энтропию продуктов сгорания определяют по базе данных стандартной энтропии вещества с учетом температуры и изменившегося давления. Расчет термодинамических параметров ведется итерационно: для камеры сгорания - по условию сходимости энтальпии ПС и энтальпии топлива, варьируя температуру в КС: для критического сечения - по условию минимального проходного сечения сопла, варьируя критическое давление; для среза сопла - по условиям сходимости энтропии в КС и на срезе сопла, варьируя температуру на срезе.

Модуль позволяет оперативно проводить большое количество расчетов, анализировать результаты в табличном виде любого формата, а с помощью среды Excel - переводить результаты в графический вид. Интерфейс программного модуля представляет собой набор функций, исходные данные для которых передаются как аргументы из соответствующих ячеек Excel. Модуль так же включает базу данных исходных веществ, базу данных топлива, алгоритмы численных методов и другой вспомогательный функционал. Помимо базовой функции GetTDParm, интерфейс которой приведен рис. 5, в программе имеются функции для нахождения

экстремума термодинамического параметра при выполнении серии расчетов для определенного диапазона входного параметра, функции перевода полученных табличных данных в форму аналитической зависимости, функции нахождения нужного решения по одному из параметров и другие. Возможно применение математического и статистического функционала Excel для обработки результатов расчетов.

Входными параметрами функции GetTDParm являются химические формулы окислителя и горючего с указанием их энтальпий (в другой виде функции можно указать набор химических соединений с указанием относительного содержания и энтальпией каждого соединения), давление в камере реактора, давление на выходе из сопла, давление окружающей среды, коэффициент избытка окислителя (или соотношение компонентов), относительную площадь расширения (если давление на выходе из сопла не задано), функция нормального насыщения  $\psi(\xi)$ , степень расширения сечения в котором происходит внезапное замораживание потока и идентификатор выходного параметра.

Полученные расчётные характерные зависимости расходного комплекса  $\beta$  и удельного импульса тяги  $I_y$  в пустоте от коэффициента избытка окислителя  $\alpha$  для ЖРДМТ МАИ-200 тягой 200 Н [4], работающего на компонентах АТ+НДМГ, с рабочим давлением 10 атм в случае равновесного и замороженного течения приведены на рис. 6 и 7. Значения  $I_y$  и  $\beta$  имеют максимумы, равновесные значения выше, чем замороженного, потому что часть выделившейся при рекомбинации (для случая равновесного течения) теплоты превращается в кинетическую энергию продуктов сгорания, увеличивая скорость и удельный поток. Разница в показателях при равновесном и замороженном течении в первую очередь зависит от рода топлива. Для топлив с высокой температурой горения эта разница может достигать 5...10 %. На рис. 8 показано, что равновесная температура в камере сгорания и выходном сечении сопла также больше, чем замороженная. При этом разница в выходном сечении сопла доходит до 50 %.

Реальные характеристики ЖРДМТ из-за несовершенства рабочих процессов, происходящих в камере двигателя, отличаются от значений, полученных для идеальной, равновесной модели течения. Наиболее значительны эти отличия именно для ЖРДМТ, т.к. степень незавершенности процессов в двигателях малой тяги больше, чем в маршевых двигателях. Время пребывания топлива в КС и ПС в сопле двигателя меньше для ЖРДМТ из-за значительно меньших габаритов, но соизмеримых скоростях течения. Так же существенный вклад в неравновесность оказывает большая доля холодного пристеночного слоя, по сравнению с ЖРД больших тяг. Степень неравновесности процессов в КС и сопле ЖРДМТ в поперечном сечении будет различной для зоны ядра потока и пристеночного слоя, поэтому расслоение параметров будет еще су-

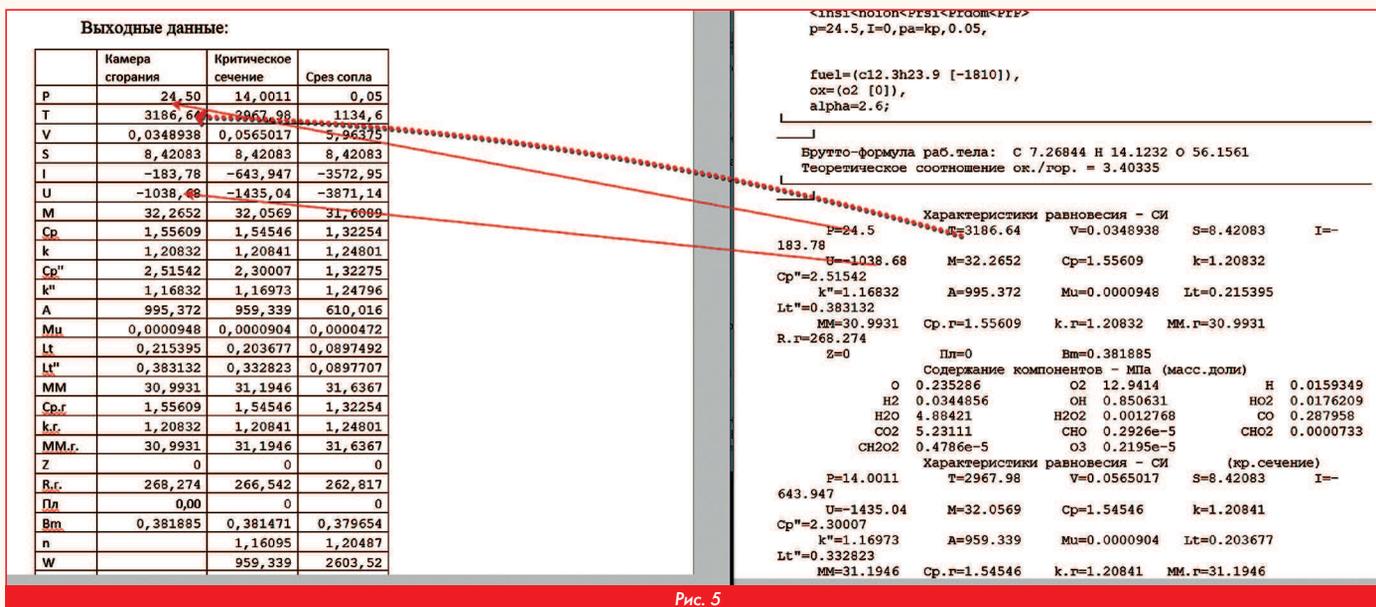


Рис. 5

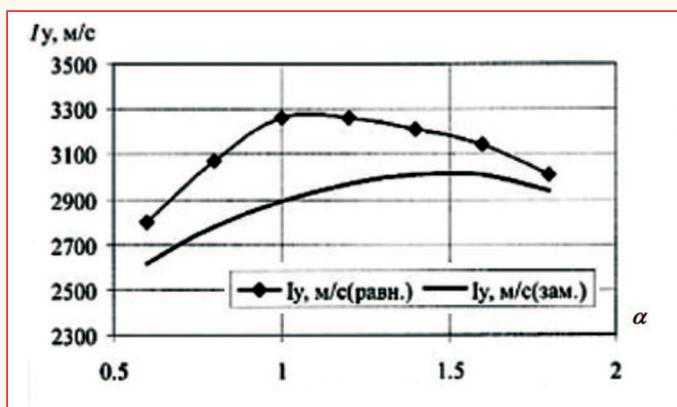


Рис. 6 Расчетная зависимость  $I_{уд}$  от  $\alpha$  при равновесном и замороженном течении

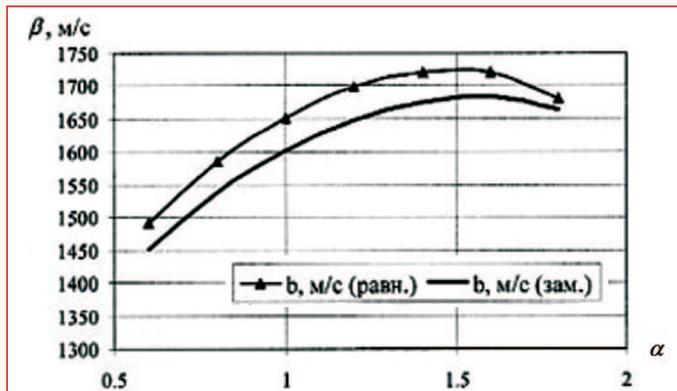


Рис. 7 Расчетная зависимость  $\beta$  от  $\alpha$  при равновесном и замороженном течении

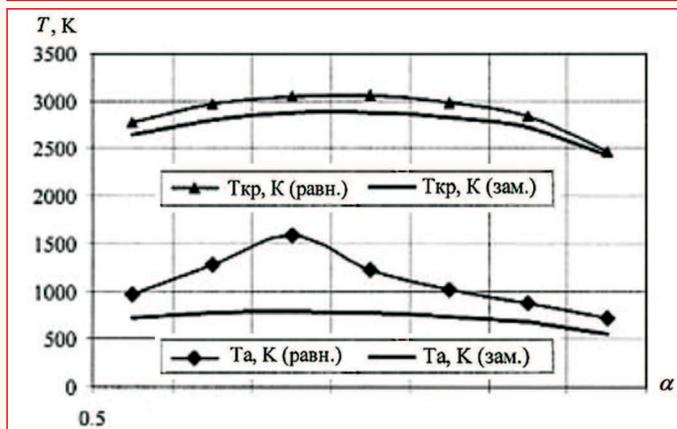


Рис. 8 Расчетная зависимость  $T$  в критическом и выходном сечениях от  $\alpha$  при равновесном и замороженном течении

щественнее. Роль трения ПС о стенку КС и сопла для ЖРДМТ так же более значительна, чем для ЖРД больших тяг. Все эти особенности течения в ЖРДМТ позволяют сделать вывод о наличии большой степени неравновесности как в продольном, так и в поперечном сечении. Предложенную методику планируется использовать для расчёта удельного импульса тяги ЖРДМТ, работающего на установившемся или неустановившемся режимах работы при единичном или импульсном включении.

### Заключение

С помощью уравнения сохранения импульсов применительно к неравновесным процессам получена универсальная зависимость, отражающая динамику релаксационных процессов в реальных ситуациях работы ЖРДМТ и других двигателей на химическом принципе работы. На ее основе разработан инженерный метод расчета и создана программа определения термодинамических параметров для неравновесных процессов. Приведены результаты расчетов основных параметров ЖРДМТ для случая равновесного и замороженного течения. Результаты показывают

большую разницу в значениях параметров для этих случаев. Разработана программа для автоматизированного расчета термодинамических параметров продуктов сгорания в зависимости от значения функции нормального насыщения  $\psi(\xi)$ . С учетом параметров двигателя в зависимости от режимов его работы, программа позволяет оценить степень неравновесности рабочего процесса и определить термодинамические параметры по предложенному инженерному методу.

### Литература

1. Алемасов В.Е., Дрегаллин А.Ф., Черенков А.С. Основы теории физико-химических процессов в тепловых двигателях и энергетических установках: Учебное пособие для вузов. - М.: Химия, 2000. - 520 с.
2. Безменова Н.В. Численное моделирование сопряженного теплообмена в ЖРД малых тяг в целях повышения их эффективности. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. - Самара: СГАУ, 2001, 76 с.
3. Бирюков В.И., Кочетков Ю.М., Зенин Е.С. Определение потерь удельного импульса тяги из-за химической неравновесности в энергоустановках летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института 2017. Т. 24. № 2. С. 42-49.
4. Воробьева С.С., Воробьев А.Г. Анализ теплового состояния камеры сгорания ракетного двигателя малой тяги с внутренним завесным охлаждением // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 4. С. 45-54.
5. Гидаспов В.Ю. Численное моделирование химически неравновесного течения в сопле жидкостного ракетного двигателя / 1 Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 2. С. 90 - 95.
6. Гельфер Я.М. История и методология термодинамики и статической физики // М. Высшая школа, 1981. г.
7. ГОСТ 22396-77 Двигатели ракетные жидкостные малой тяги. Термины и определения. 17 с.
8. Егорычев В.С., Сулинов А.В. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики. Электронное учебное издание. - Самара: СГАУ, 2010 г, 103 с.
9. Кочетков Н.Ю. Разработка математического аппарата для расчета двухсоставных зарядов перспективных твердотопливных двигательных установок космического назначения. Журнал РТИК, ч. 1. 2010 г.
10. Кочетков Ю.М. Турбулентность в СЭДУ // Двигатель. 2011. № 2. С. 44 - 45.
11. Кочетков Ю.М. Турбулентность. Вывод уравнения импульсов из начал термодинамики // Двигатель. 2016. № 3. С. 18 - 20.
12. Кочетков Ю.М. Турбулентность. Закон пси от кси // Двигатель. 2017. № 2. С. 12 - 15.
13. Кочетков Ю.М. Турбулентность. Четвертое начало термодинамики или первое начало термогазодинамики // Двигатель. 2016. № 4-5. С. 24-26.
14. Липман Г.В., Рошко А. Элементы газовой динамики. М. Изво иностранной литературы, 1960 г.
15. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М. Дрофа, 2003 г.
16. Назырова Р.Р., Пономарев Н.Б. IT-технологии моделирования реальности рабочих тел в процессах жидкостных ракетных двигателей // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 4. С.69-85.
17. Пирумов У.Г., Росляков Г.С. Газовая динамика сопел. - М.: Наука, 1990. - 368 с.
18. Полежаев Ю.В., Юрьевич Ф.Б. Тепловая защита. М.- Энергия, 1976 г.
19. Сычев В.В. Дифференциальные уравнения термодинамики. М. - Наука, 1981 г.
20. Трусов Б.Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах АСТРА.4 версия 1.06, январь 1991 г.
21. Chemical Equilibrium with Applications. //https://www.grc.nasa.gov/www/CEAWeb/
22. Prigogine, I. Stengers. Jrder Quit of Chaos // New York. Bantam Books, 1984.
23. Rocket propulsion Analysis http://www.propulsion-analysis.com

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com

Н А Н О В О Й В Ы С О Т Е

Организаторы



# МАКС 2021

**МЕЖДУНАРОДНЫЙ  
АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИЙ  
САЛОН**

Устроитель



[WWW.AVIASALON.COM](http://WWW.AVIASALON.COM) • 20-25 ИЮЛЯ • ЖУКОВСКИЙ

# ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ ПОРОВОГО ПРОСТРАНСТВА ГРАНУЛИРОВАННОГО ТЕПЛООВОГО АККУМУЛЯТОРА

федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования "Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева"  
 Владимир Андреевич Зрелов, д.т.н., профессор  
 Александр Юрьевич Лыкин, старший преподаватель

**Впервые экспериментально получено распределение температуры порового пространства гранулированного теплового аккумулятора запуска.**

**For the first time, the temperature distribution of the pore space of a granular launch heat accumulator was obtained experimentally.**

**Ключевые слова: смешанные унитарные топлива на основе нитроэфиров, метод термопарного зондирования, распределение температуры, физическая картина.**

**Keywords: mixed unitary fuels based on nitroesters, thermocouple probe measurement method, temperature distribution, physical picture.**

Ракетные системы на жидких унитарных топливах нашли широкое применение во многих типах космических летательных аппаратов, в системах управления разгонными блоками и спускаемыми аппаратами, в газогенераторах турбонасосных агрегатов и вспомогательных ЖРД различного назначения [1, 2]. Наиболее полное преимущество унитарных топлив могут проявляться в ЖРД малой тяги (МТ), к которым относятся ЖРД, имеющие тягу в пределах  $P \approx 0$  Н до  $P = 1600$  Н [3], как исполнительных органах систем, обеспечивающих необходимое пространственное положение летательных аппаратов. В тоже время используемые в настоящее время унитарные топлива, такие как перекись водорода, гидразин и др., имеют ряд недостатков: низкий уровень удельных параметров, узкий диапазон условий эксплуатации по температуре и недостаточную химическую стабильность при хранении.

Разработанные в настоящее время смешанные унитарные топлива на основе нитроэфиров имеют высокую химическую стабильность при длительном хранении, низкую токсичность, сохраняют эксплуатационные свойства в широком диапазоне температур, имеют высокую плотность и дают удельный импульс на уровне широко используемых двухкомпонентных топлив [4]. Перечисленные достоинства смешанных унитарных топлив на основе нитроэфиров позволяют считать их перспективными для использования в двигательных установках (ДУ) определённого класса, имеющих небольшое время активного существования ( $\tau \approx 600$  с), типа ДУ разгонных блоков, спускаемых аппаратов и т.д.

Вместе с тем существуют значительные трудности в организации рабочего процесса ЖРД МТ с многократным запуском на этих несамовоспламеняющихся топливах. Удовлетворительные результаты по организации рабочего процесса на смешанных унитарных топливах на основе нитроэфиров в настоящее время получены в ЖРД МТ, использующих термическое инициирование горения топлива в камере сгорания. При этом количество подводимой к топливу энергии для обеспечения надёжного запуска оказывается весьма значительным, что делает весьма затруднительным и ненадёжным запуск от дежурного факела, от электроискровых воспламенительных устройств или высокотемпературных поверхностей тел, нагреваемых с помощью электрической энергии. В тоже время в процессе горения смешанных монотоплив на основе нитроэфиров выделяется большое количество теплоты, которую возможно аккумулировать. Поэтому актуальным является исследование возможности использовать для этих целей тепловой аккумулятор, который размещается непосредственно в камере сгорания.

В работе представлено исследование рабочего процесса в монотопливном ЖРД МТ с гранулированным тепловым аккумулятором запуска. В качестве аккумулятора использовалась засыпка сферических гранул из хромоалюминиевого термита, имеющего повышенную стойкость к тепловым ударам и прочность в нагретом

состоянии [5].

Физическая картина развития внутрикамерных процессов преобразования жидкого монотоплива в высокотемпературные продукты сгорания в ЖРД МТ с гранулированным тепловым аккумулятором (ТА) запуска может быть получена в ходе исследования характера взаимодействия диспергированного монотоплива со структурой ТА и комплексного изучения формирующихся в нём температурных и концентрационных полей или хотя бы одного из них, имеющего наибольшую информативность.

Рабочие процессы преобразования смешанных монотоплив на основе нитроэфиров в камере сгорания (КС) могут протекать при низких давлениях в КС на стадиях, когда преобладают процессы нагрева жидкого монотоплива, испарения, нагрева паров до температуры воспламенения и горения в условиях интенсивного теплообмена с ТА, и в связи с этим как наиболее информативными были приняты температурные поля гранулированной структуры ТА и его межгранульного пространства.

В связи с тем, что как сами гранулы, так и весь гранулированный ТА имеют значительно большую тепловую инерционность, по сравнению с двухфазным потоком продуктов сгорания, движущимся в его межгранульном пространстве, для исследования быстропеременных процессов наибольший интерес представляет температурное поле именно межгранульного или порового пространства.

Применение метода термопарного зондирования, заключающегося в дискретных измерениях температуры с использованием нескольких неподвижно расположенных в определённом порядке термопар в исследуемом объёме, широко используется в экспериментальных исследованиях [6, 7]. Данный метод позволяет зафиксировать одновременно значения температуры во всех точках расположения горячих спаев в исследуемой зоне, построить поля температуры в виде семейства изотерм по длине или/и поперечному сечению гранулированного ТА, а дискретность проведения замеров при этом ограничивается только инерционными свойствами применяемых термоприёмников.

Все экспериментальные исследования, приведённые в этой статье, проводились на испытательном стенде, специально соз-

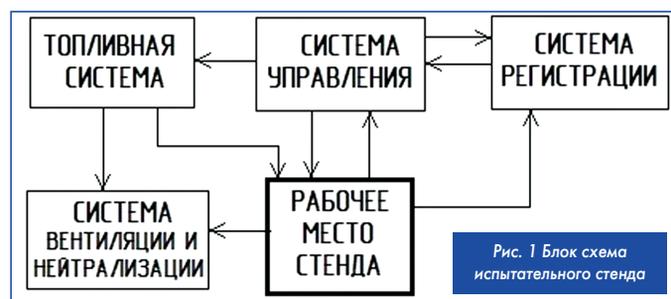


Рис. 1 Блок-схема испытательного стенда



ляющий собой засыпку из сферических гранул 9 тепловыделяющего состава и воспламенитель с усиленным зарядом. Во фланцевом разъёме камеры сгорания со стороны сопловой крышки имеется четыре штуцера 10 для установки датчиков давления и температуры и электрический герморазъём 11 для подвода проводов командного напряжения к воспламенителю.

Для проведения экспериментов по термопарному зондированию камера сгорания была доработана и снабжена дополнительными штуцерами для установки термопар. Количеству дополнительных штуцеров и их расположение обеспечили возможность замерять температуру в пяти основных сечениях, два из которых находятся на входе и выходе из гранулированного ТА, а три остальных делят ТА по длине на четыре зоны. При этом в каждом сечении располагались по три термопары, равномерно отстоящие друг от друга по окружности. Схема доработки камеры сгорания для термопарного зондирования приведена на рисунке 5.

В каждом сечении камеры (I, II, III, IV), кроме сечения на выходе (V), горячие спай термопар располагались на радиусах от оси КС:  $R = 0$ ,  $R_1 = 12 \cdot 10^{-3}$  м и  $R_2 = 23 \cdot 10^{-3}$  м. Расположение горячих спаев термопар смещалось на  $90^\circ$  вокруг оси КС относительно верхнего сечения. В сечении V располагались два горячих спая термопар на радиусах от оси КС:  $R = 0$  и  $R_2 = 23 \cdot 10^{-3}$  м.

Это позволило одновременно замерять температуру в четырнадцати точках порового пространства. Предполагая осевую симметрию внутрикамерных процессов, такая схема зондирования позволила при совмещении в одной фронтальной плоскости показаний всех термопар получить плоскую картину температурного поля порового пространства ТА для любого выбранного момента времени.

Принципиальная схема экспериментальной установки, использующейся в экспериментах по термопарному зондированию, представлена на рисунке 6. Она представляет собой снаряжённый и препарированный монотопливный ЖРД МТ, установленный на рабочем месте стенда, комплекс измерительной и регистрирующей аппаратуры, топливную систему стенда и систему управления. ЖРД МТ комплектовался шнекоцентробежной форсункой, обеспечивающей при перепаде давления  $\Delta P_\phi = 1,0$  МПа массо-

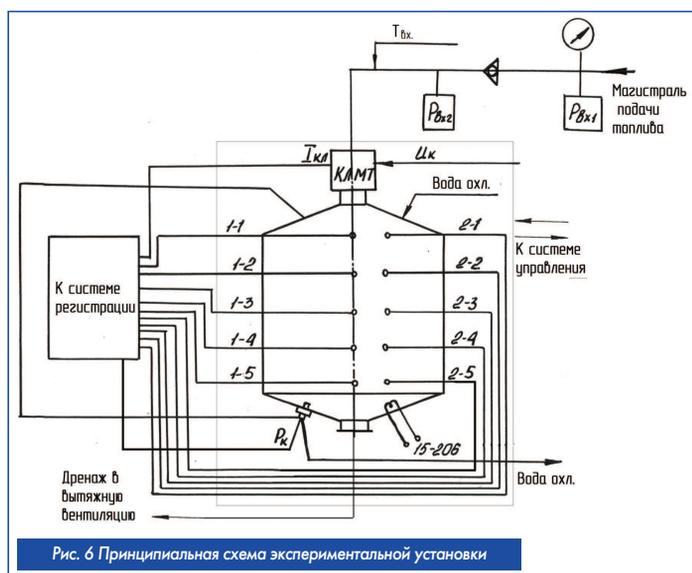


Рис. 6 Принципиальная схема экспериментальной установки

вый расход монотоплива  $\dot{m}_{MT} = 23,4 \cdot 10^{-3}$  кг/с, имеющей угол распыла  $2\alpha = 60^\circ$  и формирующий в плоскости верхнего торца ТА кольцевую зону орошения диаметром  $d = 15 \cdot 10^{-3}$  м. ЖРД МТ был снабжён укороченным соплом с диаметром минимального сечения  $d_{кр} = 3,0 \cdot 10^{-3}$  м. Двигатель снаряжался гранулированным тепловым аккумулятором в виде навески неупорядоченной структуры сферических гранул из хромоалюминиевого термита  $d_{гр} = 10 \cdot 10^{-3}$  м. Масса гранулированного ТА составляла  $M = 235 \cdot 10^{-3}$  кг.

Гранулированный тепловой аккумулятор препарировался для

проведения экспериментов вольфрам-рениевыми термопарами с открытыми спаями из термопарной проволоки ВР-5/ВР-20. Диаметр спая термопар составлял  $d_{сп} = 0,5 \cdot 10^{-3}$  м.

Для корректного представления результатов экспериментов и формирования на их основе достоверных физических моделей развития внутрикамерных процессов необходимо учитывать особенности условий работы термопар во время экспериментов и их инерционные свойства.

Анализ условий работы термопар показывает, что среда в поровом пространстве гранулированного ТА может быть существенно неоднородной в результате двухфазности, химической и термической неравновесности, иметь переменные значения плотности, скорости и температуры. Кроме этого термопары работают в условиях интенсивного нестационарного конвективного и радиационного теплообмена. Все эти факторы тесно связаны с инерционными свойствами термопар, что, в конечном счёте, влияет на результаты измерений. Для оценки инерционных свойств применяемых термопар была рассмотрена упрощённая физическая модель взаимодействия движущегося потока с рабочим спаем, учитывающая наиболее существенный фактор воздействия, а именно, конвективный теплообмен.

Расчёты по общепринятому подходу по оценке инерционных свойств термопар (8, 9) позволили определить постоянную времени  $\tau$  и время  $\tau_{0,9}$  - время выхода на уровень  $0,9T_r$ , которые соответственно составили  $\tau \sim 6 \cdot 10^{-3}$  с и  $\tau_{0,9} \sim 1,1 \cdot 10^{-1}$  с. Полученные в данном случае значения носят оценочный характер, однако, дают представление об инерционных свойствах используемых термопар. Учитывая, что в экспериментах по термопарному зондированию основными задачами являлись выявление характерных областей преобразования жидкого монотоплива в продукты сгорания, определение их размеров и пространственного положения внутри гранулированного теплового аккумулятора, использование термопар с такими инерционными свойствами, можно считать приемлемым.

Методика проведения экспериментов строилась следующим образом. Перед выполнением экспериментов проводились градуировки всех использующихся в экспериментах датчиков давления и температуры в составе соответствующих каналов измерений. После включения регистрирующей аппаратуры с запаздыванием в  $\tau = 0,2$  с подавалось напряжение на воспламенитель ТА. После выхода показаний температуры внутри КС на установившееся значение производились включения ЖРД МТ путём подачи управляющих сигналов на его электроклапан.

В ходе проведения экспериментов были получены измерения температуры среды в исследуемых точках порового пространства в зависимости от времени.

По полученным данным были определены значения температуры для всех исследуемых точек порового пространства ТА для стадии саморазогрева ТА в результате протекания экзотермических реакций периода предпусковой готовности и при выходе на режим, работы на установившемся режиме и останове ЖРД МТ.

На основании полученных данных были построены эпюры температур в пяти сечениях ТА и по цилиндрическим образующим на трёх радиусах, указанных выше. Эпюры построены в определённые моменты времени работы ЖРД МТ с шагом 0,06 с, равному постоянной времени термопары  $\tau$ . Примеры полученных эпюр температуры для времён  $\tau = 0$  с,  $\tau = 0,06$  с,  $\tau = 1,2$  с,  $\tau = 2,4$  с представлены на рисунке 7.

Последовательность полученных изображений для различных моментов времени позволяет проследить динамику развития тепловых процессов, протекающих в поровом пространстве ТА. Кроме этого, они дают представление о форме и размерах зон, характерных для тех или иных процессов преобразования жидкого монотоплива и об уровнях температуры в поровом пространстве ТА.

Анализ полученных результатов показывает следующее. После завершения процессов тепловыделения во время саморазогрева ТА в его поровом пространстве формируется равномерное температурное поле с максимальной температурой в центре, которая плавно снижается к периферии, что может объясняться тепловыми потерями через ТЗП и стенки КС. Очевидно, можно

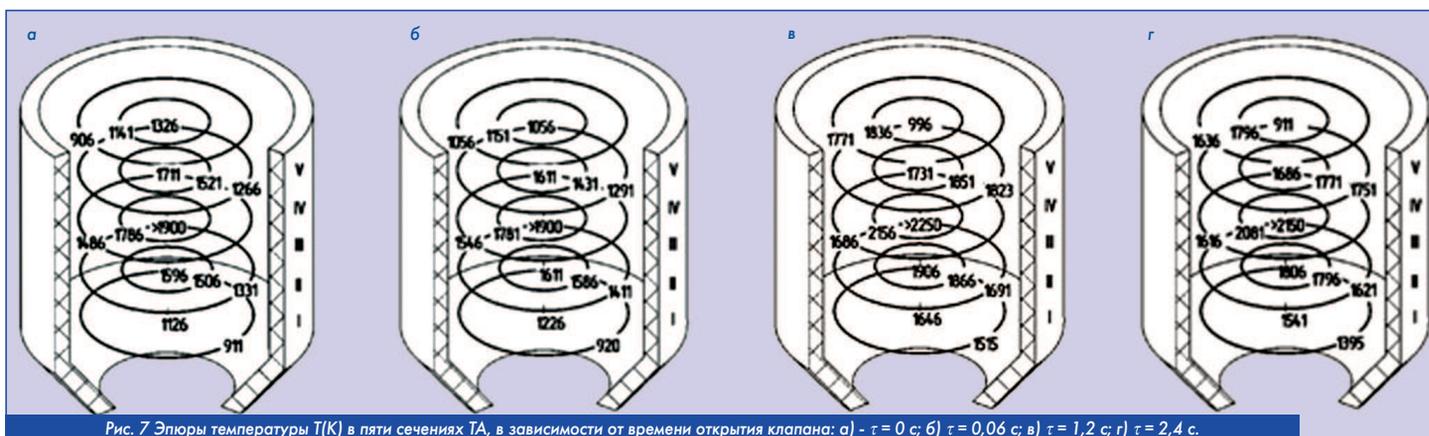


Рис. 7 Эпюры температуры  $T(K)$  в пяти сечениях ТА, в зависимости от времени открытия клапана: а)  $\tau = 0$  с; б)  $\tau = 0,06$  с; в)  $\tau = 1,2$  с; г)  $\tau = 2,4$  с.

отождествлять полученные значения температуры в поровом пространстве с температурой на поверхности гранул, находящихся в непосредственной близости от рабочих спаев терморпар.

После открытия электроклапана ЖРД МТ и подачи моноплива в камеру сгорания происходит деформация изотермических поверхностей в верхней части ТА. При этом в верхней части ТА формируется зона с пониженным уровнем температуры - зона захлаживания. Это возможно связано с захлаживанием ТА потоком диспергированного моноплива. Можно предположить, что в этой зоне преобладают процессы нагрева, испарения моноплива и нагрева его паров до температуры разложения, а среда, движущаяся в поровом пространстве, является двухфазной. Вокруг этой зоны формируется зона повышенной температуры, что указывает на протекание в ней реакции разложения и горения. В нижней части ТА поле температуры сохраняет свою первоначальную форму, тем не менее, уровень температуры в ней в процессе работы ЖРД МТ постепенно растёт.

Рассматривая динамику изменения температурного поля в поровом пространстве, можно отметить, что зона пониженной температуры - зона захлаживания, претерпевает следующий ряд изменений.

В начальный момент работы ЖРД МТ она имеет максимальные размеры. Затем в период переходного процесса выхода ЖРД МТ на режим, она начинает постепенно уменьшаться до некоторого минимального размера на установившемся режиме работы. Зона повышенной температуры, характеризующая процессы горения моноплива, охватывает зону захлаживания с внешней стороны проникающего в ТА капельного факела, что с учётом продольной и радиальной составляющих векторов скоростей движущихся капель, является закономерным явлением. Зона повышенной температуры начинает формироваться в начальный момент в периферийной части зоны захлаживания в глубине гранульной засыпки. Со временем она непрерывно растёт, замыкаясь с горячим ядром центральной части и охватывая зону захлаживания, выходит на верхний торец ТА. Ширина зоны повышенной температуры при этом уменьшается, и она приобретает характер достаточно явно выраженного фронта горения, охватывающего зону двухфазных течений.

**Впервые полученные результаты экспериментальных исследований позволяют сформулировать следующие выводы.**

1. Горение моноплива в основном происходит внутри гранулированного ТА, что характеризуется наличием зоны максимальных температур, приближающихся к уровню максимальной расчётной термодинамической температуры горения.

2. Средняя температура ТА в процессе работы ЖРД МТ непрерывно увеличивается, что предопределяет возможность теплоаккумуляции, а, следовательно, возможность устойчивого функционирования ЖРД МТ рассматриваемой схемы в непрерывных и импульсных режимах.

3. Область ТА, расположенная ниже зоны максимальных температур, работает как пористо-гранульный теплообменник, аккумулирующий тепловую энергию во время работы ЖРД МТ.

4. Уровень температур в поровом пространстве вблизи верхнего торца не опускается ниже  $T = 900$  К, что свидетельствует о высокой интенсивности теплообменных процессов внутри объёма ТА в зоне непосредственного контакта жидкого моноплива с поверхностями гранул.

5. Форма изотермических поверхностей в нижней части ТА не претерпевает существенных деформаций, что говорит о завершенности процессов тепловыделения и о достаточно равномерном газофазном потоке продуктов сгорания в этой зоне.

Полученные результаты исследований подтверждают возможность использования гранулированного ТА в ЖРД МТ на смежном унитарном топливе на основе нитроэфиров как устройства запуска. Сформулированные выводы дают новое представление о физической картине протекающих в исследуемом объекте процессов на разных стадиях его работы и позволяют наметить дальнейшее направление исследований для определения геометрических параметров, характеристик и режимов работы двигателей такого типа. 

#### Литература:

1. Main Results 20 Year Operating Activities In Space Of Monopropellant Liquid-Propellant Rocket Engines Of EDB Fakel // 6th International Symposium Propulsion for Space Transportation on the XXIst century 14-17 May 2002, Palais des Congres Versailles - France.

2. Ермолаев В. И., Чилин Ю. Н., Наркевич Н. Н. Двигательные и энергетические установки космических летательных аппаратов / под ред. А. П. Ковалёва. СПб.: Изд-во ЦКБ "Рубин", 2003. 558 с.

3. Егорычев В.С. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики: учеб. пособие / В.С. Егорычев, А.В. Сулинов. - Самара: Изд-во СГАУ, 2014. - 128 с.: ил.

4. Нестеренко, А.Н. Перспективные монопливные термокаталитические двигатели [Текст] / А.Н. Нестеренко, С.В. Солодова. - Калининград: Изд-во РГУ им. И. Канта, 2008. -93 с.

5. Мержанов А.Г. Теория безгазового горения. - Препринт. Черногловка.: ИХФ АН СССР, 1973. - 23 с.

6. Гордов А.Н. и др. Основы температурных измерений / А.Н. Гордов, О.М. Жагулло, А.Г. Иванова. - М.: Энергоатомиздат, 1992. - 304 с.: ил.

7. Болтенко Дмитрий Эдуардович. Зондовые методы определения характеристик одно-двухфазных потоков в стационарных и динамических режимах : диссертация ... кандидата технических наук : 01.04.14, 05.11.13.- Электргорск, 2006.- 194 с.: ил.

8. Заботин В.Г., Первышин А.Н. Теплотехнические измерения в двигателях летательных аппаратов.: Учебное пособие / В.Г. Заботин., А.Н. Первышин. - Самара: Изд-во СГАУ, 1990. - 67 с.

9. Иванова Г.М. Теплотехнические измерения и приборы: учеб. для вузов / Г.М. Иванова, Н.Д. Кузнецов, В.С. Чистяков. - М.: МЭИ, 2005. - 458 с.

Связь с авторами: [zrellov07@mail.ru](mailto:zrellov07@mail.ru)  
[auforstud@gmail.com](mailto:auforstud@gmail.com)

# ИГРЫ, В КОТОРЫЕ ИГРАЮТ ЛЮДИ ЛЮДИ, В КОТОРЫХ ИГРАЮТ ИГРЫ

(В продолжение статей в журнале "Двигатель"  
№ 6 2017 г. "О ФИЗИКАХ И МАТЕМАТИКАХ"  
№ 3 2019 г. "ЗАЧЕМ НАМ ПОМНИТЬ ОШИБКИ"  
№ 6 2019 г. "УВИДЕТЬ И ПОНЯТЬ"  
№ 1 2020 г. "ОПЫТ, ОПЫТЫ И ГРАФИКИ"  
№ 3 2020 г. "ЧЕЛОВЕК МЕЖДУ ДВУМА МИРАМИ")

"И теперь на беду, если Снарка найду,  
Если Снарк этот Буджумом будет,  
Я уйду в Никуда, расстворюсь без следа,  
И Природа меня позабудет."

(Льюис Кэрол, "Охота на Снарка",  
в переводе Вячеслава Бречкина (2011):)  
<http://www.kursivom.ru/охота-на-снарка-3-2-предостережение-о/>

Дмитрий  
Александрович  
Боев

Как уже говорилось в предыдущих статьях, информация - дистиллированная причинно-следственная связь между объектами и явлениями природы и одновременно - сам процесс абстрагирования этой связи. Понятно, что вопрос о познаваемости и вопрос о достоверности познанного - не два вопроса, а две части одного вопроса. В свете принятого постулата о картине мира, создаваемой живым в своем восприятии, понятно, что мы всегда оперируем какой-то доступной нам частью реальности, переведенной нами в информацию, доступную обработке.

Все предположения о природе информации очень просто можно иллюстрировать на примере одного из наиболее отвлеченных созданий человеческого разума - экономики. Как я уже предложил принять в предыдущей статье, мы живем и строим свои планы и предположения о дальнейшей жизни в двух разных мирах: мир в нашем представлении есть лишь абстракция с весьма конкретным и бесконечным окружающего мира. Все величины, которыми мы описываем мир, в котором мы живём, на самом деле - параметры описания нашего восприятия этого мира, а потому могут только более или менее соответствовать реальности, но никак не быть ею. Так, экономика, на самом деле - надстройка на понимании реально существующего общества, посредством которой человек получил возможность регулировать взаимоотношения себя и этого самого общества. Иначе говоря - отношения людей с людьми и реальным миром. Это - попытка реализации абстрактного восприятия мира, обратного перевода своих представлений о действительности на эту действительность. В тех местах, где это представление достаточно плотно совпадает с реальностью по основным параметрам, действие, производимое на экономику, даст адекватный ответ и в реальной сфере. Там же, где они совпадают хуже, наблюдается также неполное совпадение ожидаемого результата и получаемого эффекта. При этом - вплоть до смены знака результирующего воздействия.

Из-за непонимания того, с чем мы на самом деле работаем и где действуем, возникают претензии на возможности управлять миром или хотя бы тем, что мы сами создали в этом мире - производством и экономикой в целом. Всегда следует помнить, что основные понятия экономики - цена, стоимость, себестоимость и прибавочная стоимость, затраты, прибыль и прочее, на самом деле - категории присущие не производству, но лишь нашему восприятию этого производства. По сути, это не человек работает ради прибыли, как принято считать. Это общество допускает существование таких условий, когда выполнение некоей работы сопровождается получением прибыли. Частная инициатива отдельного индивидуума есть способ реализации в данных условиях имеющейся в его распоряжении информации и обмена ее на некий эквивалент, величина которого определяется обществом, условиями производства, производственными отношениями. (Не самим человеком! Он, на самом деле не может "загрести" больше, чем возможно в данных условиях, чем предоставляют обстоятельства.)

Парадокс, которого мы, кажется, так пока еще и не поняли: Капитал, полученный в труде, производстве... невозможно накопить! Деньги, акции, счета и прочее - результат расчетов за производство и стоимость полученного в результате товара. То есть то, что мы в обиходе и теориях называем капиталом, что собственно служит предметом накопления, на самом деле к процессу производства имеет самое косвенное отношение. Это -

стоимость (в условных единицах, обще-принятых в данное время) той информации, которая вложена в производство! Иначе говоря - размерность этой реальной величины в условных единицах, слепок с нее. Она постоянно изменчива и зависит от общего "банка" информации, накопленного всем человечеством вообще, а также объема этого товара, находящегося в данный момент на рынке (то есть, участвующего в процессе обмена) и спроса на него. Если бы вдруг по волшебству исчезли все знаки расчета и банковские счета, путаница была бы несусветная, но лишь из-за того, что пропала относительная шкала, исчер эквивалент, по которому равняется все производство. Это была бы трагедия имеющейся системы отношений, но не производства, как акта творения, и не внесло бы серьезных преград для дальнейшего развития общества. Правда, жить людям в этих условиях было бы куда сложнее. Деньги - не результат производства, а его мера, аналог, позволяющий существовать процессу обмена и сопоставлять заведомо трудно сравнимые вещи - результат разнородного труда. Копить деньги в общем случае то же, что обмерять, например, продукт своего труда сантиметровой линейкой, результат обмера записывать на бумажке (вариант - сводить в компьютерную базу данных) и считать именно его результатом труда. Можно, как Финансист в "Маленьком принце", складывать результат в сейф и считать капиталом. Типичная формальная ошибка - идентификация процесса счета и считаемой величины. И если Маленькому Принцу смешно одинокий банкир, то почему мы вдруг сделались глупее ребенка?

Вспомним прежнее название того, что мы называем сейчас "деньгами". Это - кредитные билеты, выпущенные значащей на данной территории организацией: государством, банком, майнинговой группой. Они никак не идентичны полновесным и самообеспечивающимся деньгам прошлого, это всего лишь банковское обязательство гарантии данного документа как обменной единицы. И хождение их гарантировано общеэкономической мощью их эмитента, его влиянием и доверительным отношением к нему.

Финансовый мир - отражение мира производства, некая абстракция, где каждая частичка имеет свой аналог в реальном мире дел. Потому, раз "деньги" настолько полный, но - аналог, люди имеют возможность относительно свободно оперировать финансами - вкладывать их, хранить, дарить, терять, закапывать, промывать, не внося слишком большого хаоса в производство. Посему же, чисто финансовыми методами, без учета прочих факторов жизни и особенностей технологии и спроса управлять производством невозможно: двигая зеркало мы получим лишь перемещение отражения, а отнюдь не отражаемого объекта !!!

И результаты крушения этих экономоцентрических абстракций при соприкосновении с реальностью мы видим на себе. Наверное, хватит трепать старую сказку про "период первоначального накопления капитала", наличествующий, якобы, в нашей стране с начала приватизации. То, что происходит, не имеет с данным процессом ничего общего и объяснение это гонится разве что для тех, кто из всей экономической теории знаком только с

But if ever a Boonuz  
(a) (b) (c) (d) (e) (f) (g) (h) (i) (j) (k) (l) (m) (n) (o) (p) (q) (r) (s) (t) (u) (v) (w) (x) (y) (z) (aa) (ab) (ac) (ad) (ae) (af) (ag) (ah) (ai) (aj) (ak) (al) (am) (an) (ao) (ap) (aq) (ar) (as) (at) (au) (av) (aw) (ax) (ay) (az) (ba) (bb) (bc) (bd) (be) (bf) (bg) (bh) (bi) (bj) (bk) (bl) (bm) (bn) (bo) (bp) (bq) (br) (bs) (bt) (bu) (bv) (bw) (bx) (by) (bz) (ca) (cb) (cc) (cd) (ce) (cf) (cg) (ch) (ci) (cj) (ck) (cl) (cm) (cn) (co) (cp) (cq) (cr) (cs) (ct) (cu) (cv) (cw) (cx) (cy) (cz) (da) (db) (dc) (dd) (de) (df) (dg) (dh) (di) (dj) (dk) (dl) (dm) (dn) (do) (dp) (dq) (dr) (ds) (dt) (du) (dv) (dw) (dx) (dy) (dz) (ea) (eb) (ec) (ed) (ee) (ef) (eg) (eh) (ei) (ej) (ek) (el) (em) (en) (eo) (ep) (eq) (er) (es) (et) (eu) (ev) (ew) (ex) (ey) (ez) (fa) (fb) (fc) (fd) (fe) (ff) (fg) (fh) (fi) (fj) (fk) (fl) (fm) (fn) (fo) (fp) (fq) (fr) (fs) (ft) (fu) (fv) (fw) (fx) (fy) (fz) (ga) (gb) (gc) (gd) (ge) (gf) (gg) (gh) (gi) (gj) (gk) (gl) (gm) (gn) (go) (gp) (gq) (gr) (gs) (gt) (gu) (gv) (gw) (gx) (gy) (gz) (ha) (hb) (hc) (hd) (he) (hf) (hg) (hh) (hi) (hj) (hk) (hl) (hm) (hn) (ho) (hp) (hq) (hr) (hs) (ht) (hu) (hv) (hw) (hx) (hy) (hz) (ia) (ib) (ic) (id) (ie) (if) (ig) (ih) (ii) (ij) (ik) (il) (im) (in) (io) (ip) (iq) (ir) (is) (it) (iu) (iv) (iw) (ix) (iy) (iz) (ja) (jb) (jc) (jd) (je) (jf) (jg) (jh) (ji) (jj) (jk) (jl) (jm) (jn) (jo) (jp) (jq) (jr) (js) (jt) (ju) (jv) (jw) (jx) (jy) (jz) (ka) (kb) (kc) (kd) (ke) (kf) (kg) (kh) (ki) (kj) (kk) (kl) (km) (kn) (ko) (kp) (kq) (kr) (ks) (kt) (ku) (kv) (kw) (kx) (ky) (kz) (la) (lb) (lc) (ld) (le) (lf) (lg) (lh) (li) (lj) (lk) (ll) (lm) (ln) (lo) (lp) (lq) (lr) (ls) (lt) (lu) (lv) (lw) (lx) (ly) (lz) (ma) (mb) (mc) (md) (me) (mf) (mg) (mh) (mi) (mj) (mk) (ml) (mm) (mn) (mo) (mp) (mq) (mr) (ms) (mt) (mu) (mv) (mw) (mx) (my) (mz) (na) (nb) (nc) (nd) (ne) (nf) (ng) (nh) (ni) (nj) (nk) (nl) (nm) (no) (np) (nq) (nr) (ns) (nt) (nu) (nv) (nw) (nx) (ny) (nz) (oa) (ob) (oc) (od) (oe) (of) (og) (oh) (oi) (oj) (ok) (ol) (om) (on) (oo) (op) (oq) (or) (os) (ot) (ou) (ov) (ow) (ox) (oy) (oz) (pa) (pb) (pc) (pd) (pe) (pf) (pg) (ph) (pi) (pj) (pk) (pl) (pm) (pn) (po) (pp) (pq) (pr) (ps) (pt) (pu) (pv) (pw) (px) (py) (pz) (qa) (qb) (qc) (qd) (qe) (qf) (qg) (qh) (qi) (qj) (qk) (ql) (qm) (qn) (qo) (qp) (qq) (qr) (qs) (qt) (qu) (qv) (qw) (qx) (qy) (qz) (ra) (rb) (rc) (rd) (re) (rf) (rg) (rh) (ri) (rj) (rk) (rl) (rm) (rn) (ro) (rp) (rq) (rr) (rs) (rt) (ru) (rv) (rw) (rx) (ry) (rz) (sa) (sb) (sc) (sd) (se) (sf) (sg) (sh) (si) (sj) (sk) (sl) (sm) (sn) (so) (sp) (sq) (sr) (ss) (st) (su) (sv) (sw) (sx) (sy) (sz) (ta) (tb) (tc) (td) (te) (tf) (tg) (th) (ti) (tj) (tk) (tl) (tm) (tn) (to) (tp) (tq) (tr) (ts) (tt) (tu) (tv) (tw) (tx) (ty) (tz) (ua) (ub) (uc) (ud) (ue) (uf) (ug) (uh) (ui) (uj) (uk) (ul) (um) (un) (uo) (up) (uq) (ur) (us) (ut) (uu) (uv) (uw) (ux) (uy) (uz) (va) (vb) (vc) (vd) (ve) (vf) (vg) (vh) (vi) (vj) (vk) (vl) (vm) (vn) (vo) (vp) (vq) (vr) (vs) (vt) (vu) (vv) (vw) (vx) (vy) (vz) (wa) (wb) (wc) (wd) (we) (wf) (wg) (wh) (wi) (wj) (wk) (wl) (wm) (wn) (wo) (wp) (wq) (wr) (ws) (wt) (wu) (wv) (ww) (wx) (wy) (wz) (xa) (xb) (xc) (xd) (xe) (xf) (xg) (xh) (xi) (xj) (xk) (xl) (xm) (xn) (xo) (xp) (xq) (xr) (xs) (xt) (xu) (xv) (xw) (xx) (xy) (xz) (ya) (yb) (yc) (yd) (ye) (yf) (yg) (yh) (yi) (yj) (yk) (yl) (ym) (yn) (yo) (yp) (yq) (yr) (ys) (yt) (yu) (yv) (yw) (yx) (yy) (yz) (za) (zb) (zc) (zd) (ze) (zf) (zg) (zh) (zi) (zj) (zk) (zl) (zm) (zn) (zo) (zp) (zq) (zr) (zs) (zt) (zu) (zv) (zw) (zx) (zy) (zz)

"хрестоматией по основам марксизма-ленинизма" да и то, по конспекту, списанному у соседа по общежитийской койке. Отсутствуют (хотя бы) важные для этого процесса моменты: стартовое равенство возможностей (отсюда: более-менее реальная конкуренция), примерное равенство всех сторон перед законом, собственный риск и свобода в получении информации (ее монополизирование исключает это). Монополия на информацию, связи - это капитал, и реальный! Если все предыдущие упомянутые мной параметры признаются в то или иной степени всеми, то самая главная составляющая - информационная - считается чем-то настолько второстепенным, что годится лишь для "подвалов" заурядно-серьезных газет. И то, когда в выходящем номере надо срочно закрыть чем-нибудь дырку, образовавшуюся из-за того, что не успели поставить в номер что-либо более насущное.

На самом деле, если одна из сторон (либо обстоятельства, действующие объективно) лишает другую сторону информации, то владелец информации становится монополистом во всей той области отношений, в которой его положение является информационно-доминирующим. Если это - промышленность, то - диктат производителей либо потребителей, если это торговля - то продавца или покупателя, если это общественные отношения, то идеологический диктат, выраженный в этической, социальной, религиозной формах. Причем, последняя из групп (идеологическая) наиболее сильна, так как подчиняет и охватывает обе предыдущие. Именно монополия на информацию определяет возможность любого монополизма в любой области. У нас уже проходной стала фраза о том, что владеет миром тот, кто владеет информацией. Но это касается далеко не только газетных новостей и биржевых сводок. Это - содержание любого процесса деятельности в любой области.

И что самое интересное, информация в чистом виде никогда не была и не будет товаром. Товар - только информация, имеющая прикладную ценность, то есть значимая как для имеющего ее, так и для приобретающего. Это изначально трудно определить, ибо все "условия игры" становятся обычно понятны только... после ее окончания, когда расставлены точки над *i*. Следовательно, процесс обмена информацией всегда вероятностен и определяется уровнем информации, доступной участникам этого процесса и способностью к ее оценке. В данном случае не имеет никакого значения, говорим ли мы о производстве, торговле, науке, культуре, искусстве. Всюду имеет смысл только то, что во все эти процессы вложена какая-либо информация, которую возможно воспринять (или - невозможно для принимающего, в силу разных причин - но тогда как раз процесс обмена не имеет смысла и не идет: нет объекта). И всегда помним, что речь идет не о самих проблемах, имеющих в реальной жизни, а о большем или меньшем соответствии жизни описанию проблем.

Отсюда - любопытный вывод: стоимость информации для участников обмена не одинакова, заведомо ими не определяется и возникает в конечном виде как раз в процессе обмена. До его завершения они могут лишь предполагать эту стоимость. Любой обмен - обоюдная акция, а посему в торговле (которая не более чем вариант обмена), участвуют всегда не менее чем ... два продавца и два же покупателя, т.е. каждый - един в двух лицах! Один продает товар, другой - денежные знаки. Соответственно, каждый - покупает продаваемое противоположной стороной, согласно своему разумению о соотношении цен. То есть каждый из них передает другому информацию о конъюнктуре (даже не задумываясь об этом).

Для того чтобы обмениваться информацией, необходимо иметь общие точки во взглядах и разное направление этого взгляда - чтобы процесс обмена был выгоден обеим сторонам. Иначе обмена не будет, так как не будет темы обмена (общих точек), либо смысла процесса (обоюдного интереса). То же - в производстве, то же - в торговле. И на этом базируется вся экономика.

Труд - способ овеществления имеющейся у трудящегося информации. В его процессе реализуется стоимость информации (в ценовом исчислении), становится понятна ее реальная ценность. При этом, естественно, не вся имеющаяся у работника информация вкладывается в данный процесс труда, а лишь та часть, кото-

рая необходима именно в этом процессе, связана с ним. А поскольку форма и качество информации различны у разных работников, то различна и цена в процессе труда самим работникам (а *propose* - и их способность отделить и вложить из имеющегося запаса именно то, что необходимо). Все это в обиходе именуется "знания", "умения", "опыт", etc.

Рабочий, продавая свой труд, покупает часть информации предпринимателя о необходимости данного труда в данное время (информация опосредованно выражена в плате за работу). "Монетой", которой платит рабочий, является его труд. Адам Смит, за ним Маркс и все современные Кейнси опускают в рассуждениях обоюдность этого процесса, которую сами же и обнаружили.

Второй вывод: никакой процесс жизнедеятельности человека не отличается от другого более, чем во внешнем оформлении вложенной в него информации: игра на скрипке ближе к торговле картошкой, чем к пению птиц, ибо "птичья" информация для птиц совсем иная по содержанию и значимости, чем для людей, а упомянутые случаи - как раз процессы обмена гуманитарной информацией.

При этом, поскольку цену информации каждый определяет для себя самостоятельно, то это как раз тот случай, когда в выигрыше заведомо оказываются обе стороны, участвующие в обмене. Между прочим, если немного развить тезис о взаимобмене информацией, положенный чуть выше, участие в любом процессе (производственном ли, коммерческом, интеллектуальном, эмоциональном) информации, как составляющей части обмена (реальном участии!), делает совершенно иными оценку процессов обмена вообще. Обмена - товаром ли, информацией, и т.п. - при неравноценных условиях в природе не существует. Если одна из сторон заплатила за товар больше, чем могла бы при иных условиях процесса, то неизменно, цена получаемой ею при этом (или полученной непосредственно перед этим, в результате чего все и сделалось возможным) информация, которую получили обе стороны была именно такова, что за счет нее покрывается все неравенство условий. Даже понимание того, что "ты - лох голимый, руки кривые" - тоже информация. И именно её цена - тот ущерб, который ты понёс при обмене. Иначе, сама информация о том, какова цена данной информации, является... информацией (простите, но это - не каламбур: скорее неразработанность понятийного аппарата, которым поневоле приходится пользоваться, чтобы не изобретать "птичьих языков", доступных лишь автору) и также имеет свою цену! Именно эту цену мы и платим, переплачивая за товар при плохом знании конъюнктуры рынка. С этим связано и формирование цены в процессе обмена.

Несомненно, что цены до начала процесса обмена не существуют. Пока не начали сравнивать имеющееся с каким-либо эталоном, эквивалентом. Даже предварительные прикидки (как привычный "подсчет себестоимости", так и установка продажной цены) - уже результат такого сравнения. Окончательная же цена, как правило, будет не совпадать с изначальными посылками, если раньше аналогичных обменов не было. Здесь уже стоит вопрос о вероятности прогнозирования.

Это вроде бы достаточно логично (традиционно), но тогда нет в принципе и самой "себестоимости", как основе цены. Она может интересоваться только самого производителя как совокупность затрат (цен) на сырье, энергию, работу и пр., но абсолютно безразлична покупателю. Таким образом, себестоимость, это цена для производителя, а прибавочная стоимость - разница в цене для покупателя. И она никогда не будет одной и той же даже для одного вида одного товара, а зависит и от характера процесса обмена товаров. Стоимость вкладываемой в изделие информации (от рабочего до купца) выявляется при обмене. Именно эта величина и составляет прибавочную стоимость. И невозможно в одной отдельно взятой вещи (или - производственном процессе) выделить вклад каждого. Это весьма относительно и определяется лучше всего при сравнении похожих производственных процессов, торговых операций и экономических цепочек. А дальнейшего - всё по аналогу.

И давно уже интуитивно поняв разницу между жизнью и представлением о жизни, живые существа придумали такой "light-

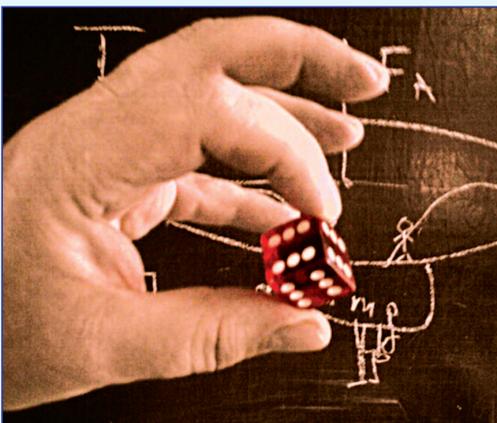
вариант” жизни, который можно осознанно изменять, но от которого не ждут влияния на нас самих. Это игра. Она характерна для всего живого мира, особенно для тех, кто ещё только входит в эту жизнь, принаравливаясь к её, порою, суровым законам - а потому, как бы пробуя их действие в облегчённом, безопасном для себя и прощающем ошибки и промахи любой степени грубости варианте. Я говорю об игре.

В принципе, игра свойственна не только детёнышам. Любая тренировка - игра. Искусство любого рода - игра. Даже эмоциональность (свойственная далеко не только человеку) - тоже вид игры. У человека же, кроме того, всё, что связано с речью и “второй сигнальной системой” на ней построенной - совершенно однозначно - игра.

Попросту говоря, игра - смоделированная и полностью абстрактная ситуация, гораздо более понимаемая и управляемая нами, чем сама жизнь. Именно потому, для того, чтобы сделать игру более похожей на реальную жизнь в неё намеренно вводят элементы стохастики - привносящие в неё неопределённость. Так, например, все спортивные игры и любого типа спорт вообще. А в заведомо зарегулированные виды игры эти составляющие входят просто как игровой элемент. Например - сдача карт или бросок игральных костей. Даже подбрасывание той же сакраментальной монетки в “орле и решке”.

Иногда элементы случайного строятся на свойствах самого человека. Так, позиционные игры, типа шашек, шахмат, го и прочего - где на самом деле все возможные варианты результата каждого действия могут быть просчитаны, остаются игрой до тех пор, пока играющий не владеет ВСЕМИ возможными развитиями ситуации. Кактолько они есть и легко доступны в его памяти - например, когда в игре участвует машина с правильно построенной системой памяти, эти игры становятся не игрой, а простым исполнением алгоритма. И то же самое можно сказать о классности игрока - когда её уровень определяется во многом именно знанием наработанных уже ранее ходов и способностью оценить вероятность их применения противником. Иначе, уровень мастерства игрока, зримо зависит от его знаний этих самых вариантов развития и способности оперировать таким знанием. И игра в таких случаях скорее всего превращается в ожидание сбоя аналитической системы или памяти: кто из игроков раньше сделает ошибочный, не ведущий к успеху ход.

А вся наша жизнь, в результате того, что мы постоянно меряем к жизни результаты оценки нашего положения, действия и возможные перспективы развития этого всего в нашей внутренней, абстрагированной от жизни информационной копии этого мира, превращается в некую скресть работы - то есть реального воздействия на мир (включающий и других людей и нас самих) и проигрывание всех этих ситуаций в нашем разуме. Иначе говоря - игры в чистом виде. .



Именно здесь мы вносим свойственную нам вероятностную неопределённость в реальный мир. Что потом и воспринимаем сами, считая за свойство этого самого мира, хотя это - чисто наше

качество, результат абстрагирования ощущений мира - о чём я уже не раз говорил и здесь и в предыдущих статьях.

Постольку поскольку мы ощущаем, оцениваем и понимаем внешний мир не иначе, как через наши же созданную его информационную копию - наш внутренний мир, то и сам внешний мир и результат нашей работы с его копией могут взаимодействовать с нашим разумом на равных - поскольку иначе чем через разум мы мир не воспринимаем: какие бы чувства, ощущения и внешние воздействия не применялись. И тогда для нас не столь существенна и разница между работой как таковой и игрой - которой является также и оценка этой работы. Знаете, чем по крупному внешне отличается игра от работы при такой системе оценок? Ведь вроде бы и у той и у другой есть цель, обе могут идти через одинаковые стадии, да и внешне очень уж похожи. Так вот: работа есть процесс достижения некоей изначально только представимой в разных формах цели и все её стадии - этапы продвижения к этому результату. А игра, на самом деле совершенно самодостаточна. По крупному говоря, сама игра и является целью занятия ею. И цель, к которой стремимся в игре была известна и существовала ещё до начала игры. И на самом деле это не цель, а просто окончательный этап игровых действий. Который можно пройти, а можно и не достигнуть - он от этого не перестанет существовать. И по достижению целей игры ничего не прибавится и не убавится в мире. Самое большее - перераспределится.



Таким образом, любая оценка работы - игра. Тем более, выраженная в формальных величинах - вербальных, экономических, эмоциональных. И потому, наша попытка - пусть даже и самая обоснованная с формальной точки зрения - влиять оценочными величинами на процесс контакта с миром имеют смысл только для нашего формального абстрагированного мира. А в мире реальном они заранее обречены, в следствии того, что получены по результатам абстрагированных от мира положений и не охватывают всей полноты картины реального мира.

По этим причинам, управлять реальным производством посредством неких экономических манёвров можно лишь постольку, поскольку эти манёвры воздействуют на нас самих, эту связь между мирами обеспечивающих. Но - не далее того. Ибо всё прочее мгновенно войдёт в рост вероятности процесса. И чем он сложнее и многосвязней - тем в большем объёме. “Играть миром” можно не далее, чем на уровне понимания этого мира. Это - не шахматы.

И то же касается понятия “искусственного интеллекта”. Сколь разветвлённую программу управлений не создавай, она в любом случае будет плодом нашего абстрагированного представления о мире, а не самого мира. И любой построенный нами “интеллект” будет не более, чем всё более усложнённой программой. Со всеми свойственными нашему (именно нашему!) восприятию особенностями: какими датчиками не оснащай наше устройство. Поскольку алгоритм обработки сигнала этих датчиков мы будем строить исходя из уровня нашего восприятия мира. И это надо принять как данное - и в этом поле и работать, не замахаясь на возможности креатора этого мира.

Так мы точно не заигрались?



**ДАБ 1980...2020©**

# БЕСКОНЕЧНЫЕ ЧИСЛА

## ТЕОРЕМА ЕВКЛИДА

Развитие темы.  
 Предыдущие статьи в № 4, 6 - 2018 г. и № 1, 3 - 2020 г.

Андрей Иванович Касьян, к.т.н., МФПУ "Синергия"

**Рассматриваются свойства бесконечных чисел и теорема Евклида о простых.**

**Properties of infinite numbers and Euclidean theorem are considered.**

**Ключевые слова: бесконечные числа, теорема Евклида.**

**Keywords: infinite numbers, computability, Euclidean theorem.**

Прежде, чем коснуться вопроса о теореме Евклида (о простых числах), напомним хорошо известный метод математической индукции (ММИ). Если рассматривается некоторое высказывание  $P(n)$ , в котором номер утверждения  $n$  является натуральным числом  $n \in \mathbb{N}$ , то ММИ доказывается справедливость  $P(n)$  для любого  $n$ , т.е. для всех натуральных чисел (это - аксиома). Важно, что по алгоритму, когда утверждение доказывается для  $n+1$  используется предполагаемое свойство для  $n$ , т.е.  $P(n)$ . Итак, рассмотрим высказывание  $P(n)$ , которое говорит о том, что "для натурального номера  $n \in \mathbb{N}$  существует число  $p(n)$ , которое не делится нацело ни на одно число, кроме самого себя и единицы". Эта утверждение говорит фактически о бесконечном множестве простых. База доказательства - число 2 (или, например, 3). Предполагаем, по ММИ существование числа  $p(n)$ . Требуется доказать существование  $p(n+1)$ , удовлетворяющего условию. Другими словами, требуется доказать, что "если для  $n$  установлено простое  $p(n)$ , то для  $n+1$  можно установить число  $p(n+1)$ , которое простое". Но фактически ничего для высказывания  $P(n+1)$  мы не можем сказать на основе одного только предшествующего  $P(n)$ . Свойство простоты  $p(n)$  мы не можем использовать в доказательстве. На каком основании должно существовать простое  $p(n+1)$ , если  $p(n)$ - простое? Здесь можно вспомнить метод Евклида (доказательство) и его включить в канву наших рассуждений. В этом случае требуется рассмотреть произведение простых чисел (плюс+1)  $Q(n)=p(1)p(2)p(3)...p(n)+1$ . Но это неправомерный подход, т.к. мы только предположили простоту  $p(n)$  и больше ничего. Данное, предполагаемое число

$p(n)$  может иметь неограниченную форму записи. Известно, что простые числа могут отстоять одно от другого на произвольное расстояние (т.е.  $p(n)$  отстоит от  $p(n-1)$  на произвольное расстояние). Если мы потребуем, чтобы  $p(n)$  отстояло от  $p(n-1)$  на конечное расстояние, то нужно потребовать этого и для остальных сомножителей. Поэтому мы в доказательство введем фактически требование конечности числа простых чисел, а затем докажем бесконечность их числа (?). Используемое произведение  $Q(n)$  становится сомнительным. Далее, если  $p(n)$  бесконечно, а  $Q(n)$  существует, то это также число в бесконечной форме записи. Простота его под большим вопросом. Далее, невозможно строго доказать, что у  $Q(n)$  имеется простой делитель, который больше нашего  $p(n)$ , т.к. мы не можем сравнивать по величине два числа в произвольной бесконечной форме записи (в абстрактной записи. Сравнить можно конкретные числа). После доказательства ММИ нашего высказывания мы можем брать и  $p(n)$  и  $p(n-1)$ , исследовать их поведение. Но после доказательства... Отсюда следует вывод, что методом ММИ доказать теорему Евклида о простых числах в общем случае невозможно и она имеет сомнительный статус. Математика - дедуктивная наука. Мы можем аксиоматически задать бесконечное множество простых. **□**

(Продолжение следует.)

### Литература

1. Г. Биркгоф, Т. Барти. Современная прикладная алгебра. М.: Мир, 1976 г.
2. А. Касьян. Бесконечные числа // Двигатель № 1, 2020 г.
- 3 А. Касьян. Бесконечные числа // Двигатель № 3, 2020 г.

# БЕСКОНЕЧНЫЕ ЧИСЛА

## ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ

Развитие темы.  
 Предыдущие статьи в № 4, 6 - 2018 г. и № 1,3,4 - 2020 г.

Андрей Иванович Касьян, к.т.н., МФПУ "Синергия"

**Рассматриваются свойства бесконечных чисел, определяющие размерность пространства.**

**Properties of infinite numbers are considered.**

**Ключевые слова: бесконечные числа, размерность пространства.**

**Keywords: infinite numbers, dimension of space.**

В данной статье мы рассмотрим вопросы, связанные с практической направленностью чисел в неограниченной форме записи ("бесконечных"). Следует вначале убедиться, что существуют простые числа, записываемые в неограниченной форме. Воспользуемся доказательством (в 1937 г.) И.М. Виноградовым тернарной гипотезы Гольдбаха (окончательное доказательство принадлежит Х. Гельфготту). Пусть  $m=2n+1$ . Тогда при  $n$  нечетное  $m$  будет записываться в неограниченной форме. Не могут числа  $m$ , при бесконечном увеличении записываться конечным числом знаков. Так как любое нечетное число представимо в виде суммы трех простых, то очевидно, как минимум, одно из простых слагаемых будет записываться в неограниченной форме. Аналогичное можно сказать для любых действительных чисел  $x \rightarrow \infty$ .

Ранее мы получили на множестве чисел в неограниченной форме записи алгебраическую структуру ( $k$ -поле). Заметим, что для образования поля мы должны были объединить множество бесконечных чисел с соответствующим нулем, т.е. добавить число  $(0, 0)$ , отличное от обычного нуля и необходимое для образования соответствующей группы чисел в неограниченной форме записи. При вычитании бесконечного числа из самого себя мы получим этот нуль  $(0, 0)$ .

Известно, что функция типа  $\arctg x$  отображает числовую действительную ось на единичный отрезок, т.е. наши числа в неограниченной форме отображаются взаимно однозначно на  $[0, 1)$ , а следовательно на  $(a, b)$ . Мы получаем, что на любом одномерном отрезке  $(a, b)$  существует алгебраическая структура - поле (по-

ле  $k$ -чисел, записываемых упорядоченной парой). Естественно, необходимо учитывать объединение с  $(0, 0)$ . Такой подход очень удобен для решения ряда задач. Например, в нашем случае на обычной плоскости можно задать твисторное поле. Далее, рассмотрим решение проблемы динамической редукции 10-мерной (26-мерной) теории струн, которая часто основывается на компактификации. В обычном нашем трехмерном пространстве, с соответствующими дополнительными условиями мы имеем фактически 6-мерное пространство. Если учесть одномерную временную ось, то получим суммарно 8 измерений.

Теперь следует для примера обратиться к обычному полю  $\mathbb{C}$  комплексных чисел, т.е.  $z = (x; y)$   $z \in \mathbb{C}$ ,  $x, y \in \mathbb{R}$ . Пусть  $0 < x < 1$ ,  $0 < y < 1$ . Из вышесказанного следует, что на этих единичных отрезках также существуют двумерные поля. Поэтому "двумерное" поле  $\mathbb{C}$  таит в себе четырехмерное, с соответствующими оговорками. Аналогично, для самого поля  $k$ -чисел, которые представляют собой упорядоченную пару действительных чисел. Поэтому в нашем обычном трехмерном пространстве таится четномерное пространство (6, 12, 24 - измерений). Если к 24 измерениям добавить временную ось (двумерную), то получим число 26, соответствующее размерности бозонной теории. Если учесть, что  $k$ -поле может быть четырехмерным, то  $3 \cdot 2 + 1 \cdot 4 = 10$ . Почему же эти высокие размерности не обнаруживаются на опыте? Можно высказать гипотезу, что высоко размерные  $k$ -поля не обладают некоторым свойством, дающим возможность проявиться на опыте. Эти поля получаются на основе бесконечных чисел (не обязательно целых). Однако, множество этих бесконечных чисел не обладает упорядоченностью

(которую можно конструктивно определить). Само множество, например, натуральных чисел, упорядочено. Обычный числовой отрезок  $(0, 1)$  фактически не упорядочен, хотя утверждается, что любые  $x, y$  можно упорядочить. Если рассматривать бесконечные числа с дробной частью, то они образуют плотное множество. В природе бесконечные числа отсутствуют. Невозможно привести пример физической величины, в наших основных единицах измерения, которая соответствовала бесконечному числу. То же самое можно сказать для бесконечно малых (обратных бесконечно большому). Тем не менее, бесконечно малые, хотя не имеют физического смысла, успешно применяются. **!**

(Продолжение следует.)

**Литература**

1. Г. Биркгоф, Т. Барти. Современная прикладная алгебра. М.: Мир, 1976 г.
  2. А. Касьян. Бесконечные числа // Двигатель № 1, 2020 г.
  - 3 А. Касьян. Бесконечные числа. Теорема Евклида// Двигатель № 3, 2020 г.
- Связь с автором: [a.kasyan1@yandex.ru](mailto:a.kasyan1@yandex.ru)



УДК 621.4

# ВОПРОСЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ НА СВЕРХЛЁГКОМ САМОЛЁТЕ

**Алексей Вячеславович Сычёв**, ведущий инженер, аспирант, Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования (ФГБОУ ВО) "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (МАИ)  
**Балясный Кирилл Вячеславович Балясный**, инженер, Научно-производственное объединение "Молния"

*Рассмотрены вопросы применения электродвигателей и аккумуляторов для силовых установок в авиации общего назначения. Проведён анализ характеристик современных электродвигателей и аккумуляторов, применяемых для лёгких самолётов. Сравниваются характеристики электрических силовых установок с поршневыми двигателями внутреннего сгорания.*

*The questions of application of electric motors and accumulators for power plants in general aviation. The analysis of the characteristics of modern electric motors and batteries used for light aircraft is carried out. The characteristics of electric power plants with reciprocating internal combustion engines are compared.*

**Ключевые слова:** авиация общего назначения, электродвигатель, аккумулятор.  
**Keywords:** general aviation, electric motor, battery.

Технологии в области электродвигателей и аккумуляторных батарей в последние годы стали широко доступны на рынке массового потребления. Никого уже не удивить тем, что компактные и качественные средства передвижения, такие как электросамокаты, электроскутеры и т.п., обеспечивают пользователю передвижение на дистанции порядка 20...70 км на одной зарядке батареи с

комфортной скоростью. При этом они практически не требуют обслуживания, а полная зарядка аккумуляторов происходит быстро и безопасно.

Тенденция к использованию электрической энергии для движения заметна также и в более тяжелом классе транспортных средств, таком как легковые автомобили и мотоциклы. При этом важно отметить, что это не опытные или экспериментальные образцы, а серийная продукция. Так, например, к 2020 году в мире уже продано более 100 тысяч электромобилей марки Tesla.

Если говорить про авиационную отрасль, то разработки в области электрических или гибридных силовых установок ведутся уже давно. Однако если для магистральных пассажирских или транспортных самолётов говорить о применении электрических силовых установок еще рано, то летательные аппараты авиации общего назначения уже давно и с успехом их используют. Ярким примером является двухместный самолёт Pipistrel Alpha Electro, показанный на рисунке 1.

Самолёт оборудован электрическим двигателем Siemens на 50 кВт, литий-ионными батареями (21 кВт·ч), которые обеспечивают 1 час непрерывного полета с резервом еще на 30 минут. Заме-



Рис. 1 Электрический самолет Pipistrel Alpha Electro

№ 4 - 6 ( 130 - 132 ) 2020

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



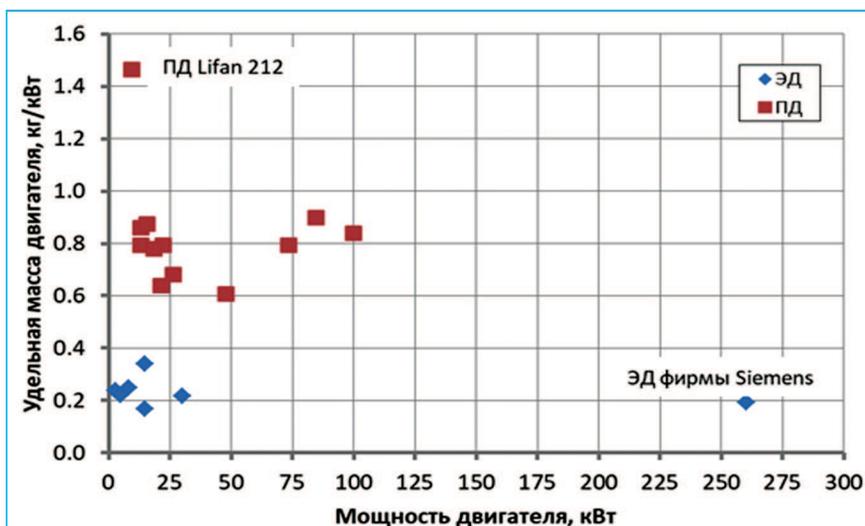


Рис. 2 Сравнение удельной массы поршневых и электрических авиационных двигателей

на батареи при наличии нужной инфраструктуры занимает несколько минут, а их полная зарядка - до 1 часа.

На наш взгляд, использование электрических двигателей сегодня как никогда актуально именно для легких самолётов, в особенности для категории "ультралайт" до 115 кг. Оснащение сверхлёгкого одноместного самолёта электрическим двигателем дает ряд преимуществ: электродвигатель не нужно обслуживать, его стоимость в несколько раз ниже, чем у авиационного двигателя внутреннего сгорания аналогичной мощности. Из-за отсутствия вибраций и снижения шума полёт становится комфортнее. Не стоит также забывать про экологичность и чистоту летательного аппарата, оснащённого электродвигателем.

На рисунке 2 показано сравнение удельной массы электрических (ЭД) и поршневых (ПД) авиационных двигателей малой мощности. Видно, что электрические двигатели по массе, приходящейся на 1 кВт мощности, легче примерно в 3 раза. Отдельно на рисунке показан рекордный 260-ти киловаттный двигатель фирмы Siemens, а также относительно недорогой поршневой двигатель Lifan 212, предназначенный для картинга. Видно, что неоптимизированный по массе и дешёвый двигатель Lifan 212 почти в 2 раза тяжелее своих авиационных собратьев, которые кстати могут быть не по карману подавляющему большинству пилотов любителей, выбирающих для себя класс "ультралайт". Так например двигатель Polini Thor 130 EVO мощностью 21 л.с. стоит больше 2100 евро.

Конечно, как в любом техническом решении, использование электрического двигателя на самолёте таит в себе и определенный минус, связанный с низкой удельной ёмкостью аккумуляторных батарей. Мы не будем рассматривать сегодня возможность использования топливных элементов для питания электродвигателя в полете, так как эта технология пока еще достаточно дорога для массового пользователя. Доступным и достаточно дешевым способом обеспечить питанием сверхлёгкий самолёт являются именно аккумуляторные батареи. На рынке уже сейчас доступны образцы с удельной энергоёмкостью в 160-180 Вт·ч/кг (см. рис. 3). Лучшие образцы литий-ионных батарей имеют удельную энергоёмкость 250 Вт·ч/кг. Конечно, это пока не идет ни в какое сравнение с горючим топливом, например с бензином, имеющим удельную энергоёмкость около 12000 Вт·ч/кг. Однако не все так плохо, как может показаться на первый взгляд.

Коэффициент полезного действия электрических двигателей составляет как правило  $\eta_{эд} \approx 0,95$ , в то время как КПД двигателей внутреннего сгорания со степенью сжатия 8...10 лежит в районе  $\eta_{пд} \approx 30\%$ . Это означает, что удельная энергоёмкость горючего топлива, умноженная на  $\eta_{пд}$  составляет уже 3600 Вт·ч/кг.

Как видно, это все равно в 20 раз больше, чем удельная

энергоёмкость аккумуляторных батарей. Однако если использовать электрическую тягу именно на сверхлёгком самолёте, то в случае полётов продолжительностью около 30 минут будет достаточно батареи, массой приблизительно 10...11 кг. С учётом того, что удельная масса электродвигателя в несколько раз меньше массы поршневого двигателя, общая масса силовой установки в электрическом варианте будет сравнима с массой традиционной силовой установки на горючем топливе. Такой самолёт позволит осуществлять развлекательные и обучающие полёты в радиусе 20...25 км от аэродрома. При учете стоимости электроэнергии около 5 руб./кВт ч, а также использовании нескольких аккумуляторных батарей, электрический двигатель уже в настоящее время становится достойной альтернативой бензиновому.

Виталий Селиванов, заслуженный лётчик-испытатель РФ, в своей статье "Где взять достойные двигатели для малой авиации" пишет: "Пока получается, что самое дешёвое летное обучение - на планере при запуске с лебёдки. За 3 евро вас на планере забросят на высоту 500 м, откуда вы будете спокойно снижаться примерно 8-10 минут или можете уйти на свободное парение. За планерами следуют ультралайты с взлетным весом до 500 кг и двигателями Rotax 912 и 914, мощностью 80-100 л.с. На них можно проводить обучающие полёты по кругу, простому пилотажу, полётам по маршруту. Это даст налёт 30-40 часов и выход на уровень пилота-любителя. Заниматься таким обучением могут частные лётные школы или ДОСААФ. Уже проектируются сверхлёгкие летательные аппараты, на которых будут использоваться электродвигатели с аккумулятором до 30 минут полёта. И дешево, и экологически чисто, малошумно и безопасно".

В общем-то сложно что-то добавить к вышесказанному, за исключением того, что начинать использование электрической тяги логичнее с самолётов массой до 115 кг. Это сделает полёт доступным каждому любителю неба.

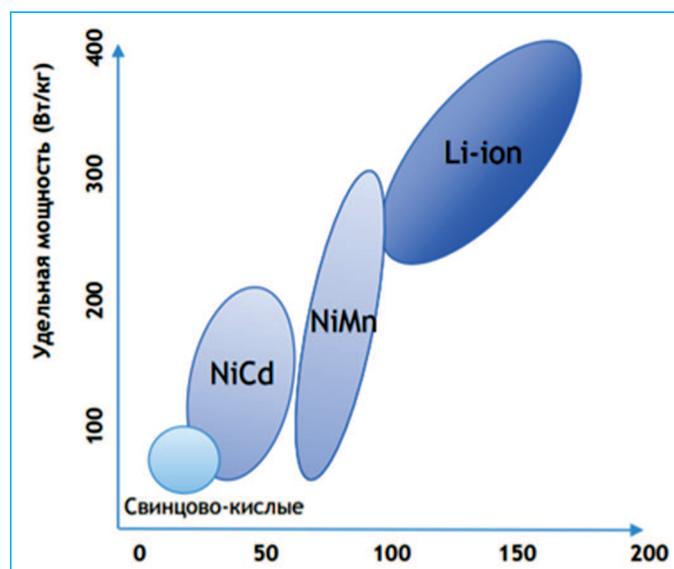


Рис. 3 Удельная энергоёмкость аккумуляторных батарей

Литература

1. Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А. Проектирование легких самолётов. - М.: Машиностроение. 1978. -208 с, ил.
2. Арепьев А.Н. Вопросы проектирование легких самолётов. Выбор конструкции. - М., МГТУГА, 2001.
3. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолёта и двигателя. М. Машиностроение. 1975 г. 204 с., с ил.

Связь с авторами: saavia@mail.ru

# НОВЫЙ ВЗГЛЯД НА ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ЗНАНИЯ

*Современные инструменты оцифровки информационных потоков, преимущественно осваиваемые в администрировании социально-экономических процессов, с неизмеримо более высокой эффективностью могут и должны использоваться в области фундаментальных естественнонаучных знаний, обеспечивающих не только лидерство в прикладных индустриальных сферах, но и реальное преодоление Глобальных угроз антропогенного характера. Редакционная стратегия, с учетом затянувшейся экономической стагнации, усиленной всемирной пандемией, направлена на усиление поддержки прорывных научных исследований и креативных технологических знаний на основе универсального принципа эмерджентности, приводящего к благодатному порядку из неуправляемого хаоса (Ред.).*

**Анатолий Алексеевич Сперанский,**

вице-президент Российской инженерной академии по науке и технологическому развитию,  
председатель Совета Генеральных конструкторов РИА,  
Президент Международного института антропогенной безопасности в Белграде,  
DExpert ISCED, профессор

Роль оцифрованных знаний, которую нам ещё только предстоит оценить, поражает воображение. Применительно к экономике, среда, созданная в результате крупномасштабного всеобъемлющего информационного сдвига, позволит самым ценным компаниям на неопределенное время возглавить **реорганизацию существующих активов и опыта**, выстроенных вокруг потоков цифровой информации.

В сфере современных научно-технологических знаний, призванных обеспечивать лидерство национальных экономик в мировой стратегии Устойчивого развития, особая решающая роль принадлежит прорывным **фундаментальным естественно-научным исследованиям**.

Обратим внимание на общепризнанный учеными познавательный факт: интеллектуальной основой развития знаний является фундаментальная триада "Вещество - Энергия - Информация об их взаимной трансформации". Этому сопутствует серьезное развитие инструментария цифровой среды планетарного масштаба в многомерной информационно-аналитической системе координат, важнейшей частью которой является **эмерджентность** - универсальный принцип системной самоорганизации, который раскрывает глубинное постижение фундаментально сложного, не вытекающего из простого очевидного и приводящее к порядку из хаоса (Stephen Johnson, Emergence).

В теории систем **Emergent трактуется как "возникающий, неожиданно появляющийся", проявление у системы свойств, не присущих её элементам в отдельности; и несводимость свойств системы к сумме свойств её компонентов**. Философское осмысление эмерджентности в естествознании позволяет понять явление пространственной локальности в квантовой физике как эмерджентную структуру (Jenann Ismael), рассматривать химию в качестве науки о веществе как эмерджентное свойство законов физики. Биологию, включая теорию эволюции, можно рассматривать как эмерджентное свойство законов химии. Аналогично, психология может приниматься как эмерджентное свойство законов нейробиологии. Наконец, некоторые экономические теории понимают **экономику** как эмерджентную особенность психологии.

При этом, следует понимать, что раскрытие **феноменов непознанного**, при стремительном росте Глобальных угроз антропогенного характера, становится необходимым условием сохранения земной цивилизации путем создания социально-экономических условий **"безопасной и комфортной жизни и деятельности Человека в гармонии с природой и Космосом"** (А.Л. Чижевский).

С высокой степенью уверенности можно утверждать, что эмерджентность (Stephen Johnson's) и теория феноменов (Ilya Prigogin's) могут стать интегрированным интеллектуальным инструментом научно-технологического преодоления антропогенных угроз через прорывные фундаментальные решения по устранению социально-экономических проблем в сфере безопасной жизнедеятельности - техногенного, экологического, технологического, эпидемиологического, медико-биологического, природно-климатического,

водно-продовольственного, коммунально-урбанистического, образовательного и организационно-управленческого характера.

Анализ признанных приоритетов Индустрии 4.0 и VI технологического уклада выводит на первые по жизненной важности проблемы, требующие неотложного системного решения: чистая и доступная возобновляемая энергетика (I); рациональное безотходное природопользование на основе интеллектуального материаловедения (II); здоровое питание и активное творческое долголетие (III).

Открытие свойств **эмерджентности** произошло на стыке идей отца-основателя современных вычислений (Alan Turing) и нобелевского первооткрывателя всеобщей теории неустойчивости, автора теории аттракторов и феноменов эволюции знаний (Ilya R. Prigogin). Понимание работы эмерджентных систем в природе пришло после освоения похожих интеллектуальных принципов вычислительных сетей. Работая на основе привычных знаний и простых общепризнанных правил, эмерджентные системы в массовом сетевом взаимодействии развиваются в междисциплинарные адаптивные структуры коллективного пользования.

Классический пример эмерджентности из природы - муравейник. Социальное поведение муравьев - самое сложное после людей (Эдвард О. Уилсон). В колонии муравьи отслеживают и копируют гормональные следы, оставленные другими особями в процессе перемещения, создают жилища, вырабатывают эффективную форму использования имеющихся запасов пищи, учатся и защищают свои жилища и территорию, мигрируют и выживают в экстремальных условиях. Коллективный разум и мощь популяция становятся приказной силой самого высокого порядка и чем их больше, тем они умнее. Эмерджентный разум позволил им выжить без изменений 90 миллионов лет.



Даже такие базовые структуры материального мира, как **масса, пространство, движение, энергия и время**, в некоторых физических теориях элементарных частиц рассматриваются как проявление эмерджентности, возникающее из более фундаментальных понятий. При этом, в детерминированной реальности, в которой все объекты имеют определенные параметры (координаты разной функции), истинное состояние материи описывается **волновой функцией**, которая не обязательно имеет одно положение или импульс.



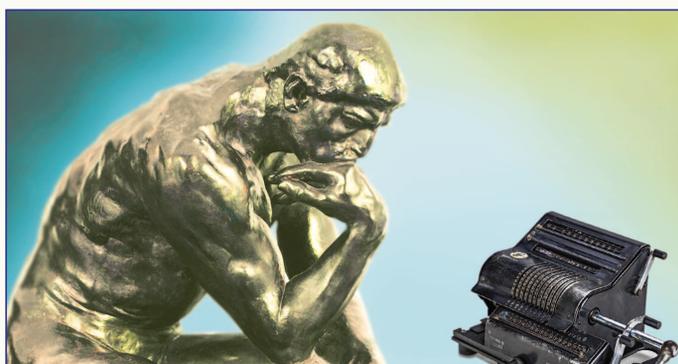
Волновая функция, используемая в квантовой механике для описания энергетических **состояний упругих систем**, оперирует комплексно-связанными коэффициентами спектрального разложения вектора состояния по координатному базису природной мерности. Достоверность знаний определяется, в значительной степени, **соответствием мерности инструментов** наблюдения, диагностического и предиктивного анализа фундаментальным константам среды обитания цивилизации.

Цифровые системы по структуре также являются эмерджентными системами. Это означает, что поскольку мы перемещаем новую информацию, деньги, товары и услуги через цифровые системы, у этих систем повышается вероятность проявления полезной "прикладной" эмерджентности.

Рассмотрение пространства в семантической интерпретации эмерджентной структуры позволяет объединить суждения об измерениях в различных его частях, взаимодействуя с одной и той же частичкой многомерной реальности из различных частей пространства, фиксируя, сохраняя и актуализируя обобщенные знания о мире. Семантическая память, используя языковые средства для системного представления словами и иными вербальными символами, их значениями, отношениями между ними, а также правилами применения этих символов, понятий и их связей в качестве элементарных знаний, не запечатлевающих эмоциональные реакции на внешние факторы, способны к сохранению их в виде нейтрального **общепринятого знания** (Эндель Тульвинг).

В условиях исторических реалий затянувшегося системного мирового кризиса, общество оказалось на перепутье, столкнувшись с огромным количеством эмерджентных научно-технологических платформ новых знаний и решений во всех областях человеческой деятельности. Ключевой особенностью текущего периода цивилизации является информационно-аналитическая мощь собственно сетевой **структуры получения и применения знаний**, а не поддерживающих свой век научно политизированных иерархий.

В реальности цифровая трансформация только-только началась. Масштабы цифровых преобразований, которые научному миру предстоит пережить, удивляют и восхищают. Эмерджентные системы чрезвычайно чувствительны к малейшим изменениям в первоначальных условиях работы, а перенастройка условий ведет к самопроизвольному образованию новых структур. Знание этих структур, или, еще лучше, умение создавать и оформлять **прорывные силы интеллекта**, способные их определять, дает бесценное стратегическое преимущество, а мотивы отражают положительные и отрицательные импульсы жизни в Эпоху эмерджентности.



Интернет вещей - это печатный станок нашего поколения, технология **вплетения материального мира в поток цифровой информации** с намерением наделить этот материальный мир такими же адаптивными эмерджентными функциями, какие мы видим у муравьев, в нейронах, материалах и тканях, цифровых системах.

Применительно к фундаментальным и прикладным интеллектуальным активам в потоках цифровой информации, необъятным полем решения актуальных проблем являются интеллектуальное материаловедение ведущих отраслей экономики - машиностроение, индустриальные производства, строительство и медицина, обеспечивающие безопасную и комфортную жизнедеятельность.

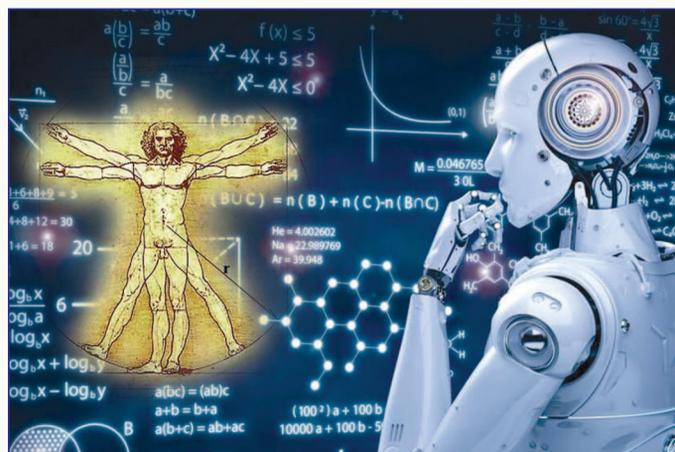
Растущая сложность машинных и роботизированных систем некоторыми воспринимается в качестве угрозы, которая проявит себя в будущем. Правильнее видеть не угрозу, а возможности для обучения и углубления собственных компетенций. Расширяющаяся глобальная нервная система растет и развивается, и целесообразно вырабатывать новые отношения с ней. Как и в случае любых новых отношений, имеется выбор - развивать или тормозить этот процесс. Лучший выбор в этой ситуации - тот, который сможет освободить нас от каторжного труда и нищеты в будущем - это развитие, движение вперед, внедрение инноваций с опорой на цифровые системы и креативное изучение новых областей имеющихся знаний. Перспектива может внушать опасения, но она обладает огромным потенциалом научно-технологического лидерства.

Подавляющее большинство актуальных проблем общества требует раскрытия **феноменов эмерджентного уровня** в естественнонаучных знаниях, поэтому не следует пренебрегать бесценным опытом преодоления пандемии: умение интеллектуально преодолевать глобальные угрозы дает обществу экономический эффект, кратно превышающий показатели мировой глобальной "допандемийной" экономики. И роль научно-инженерных профессиональных сообществ в этом безальтернативна и неопценима.

Особое место в этой системе взглядов играет именно научная составляющая, формирующая новую эпистемологию на базе всего ранее накопленного опыта и универсализированного с помощью оригинального эмерджентного подхода в стройную парадигму физико-математических и других феноменов. Причем информационная составляющая при таком посыле органически вплетается в фундаментальную феноменологическую и не оставляет преград для перехода к синергетическим приемам познания. Также не остается возможностей разрешения проблем только теоретико-аналитическим путем или только информационным. Теперь одно дополняет другое, а второе - первое. Так, например, проблемы механики сплошных сред однозначно завязаны на математику и ни одна серьезная нелинейная задача не может быть решена без цифровых технологий.

В настоящее время человечество давно ушло от простейших линейных легко прогнозируемых проблем. На повестке дня стоят сложнейшие нелинейные трансцендентные процессы и разрешить многие из них можно только с помощью эмерджентных самоорганизующихся цифровых методов.

Связь с автором: [vibro-vector@yandex.ru](mailto:vibro-vector@yandex.ru)



# МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

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

Основной целью человечества, по большому счёту, является обеспечение своего собственного существования, желательного вечно и беспроблемного. Для достижения этой цели служат медицина, сельское хозяйство, промышленность, наука и многое другое. И не всегда движение к цели прямолинейное: борьба с одними болезнями порождает новые, ещё более грозные; транспорт не только перевозит, но и убивает; здания и сооружения рушатся; механизмы ломаются... Потери экономик промышленно развитых стран из-за техногенных катастроф растут из года в год и достигли 5 % от валового национального продукта. Одной из причин такого положения является несоответствие уровня современной техники (среды обитания) и существующих средств определения состояния и алгоритмов прогноза возможности дальнейшей её эксплуатации.

Великие умы человечества пытались осмыслить окружающий мир, описать его на языке физики и математики, причём в максимальной степени соответствуя сущности природы, которая, по нашему современному представлению, четырёхмерна. А в природе всё находится под воздействием всего, в том числе и самого себя, например, верхняя часть здания давит на нижнюю, а в ГТД по действием центробежных сил диск стремится разорвать сам себя. В науке для изучения подобных явлений уже более трёх веков существует механика упругих систем, опирающаяся на основополагающие законы теоретической механики, основные постулаты механики сплошных сред, системно-информационный подход и тензорный аппарат анализа причинно-следственной трансформации массово-энергетических диагностических параметров текущих состояний. Связать теорию и практику можно только при помощи адекватных природе средств измерения, т.е. четырёхмерных.

Ряд ведущих мировых компаний предлагают системы, измеряющие полные механические колебания упругих механических систем тремя (и более) линейными или тремя линейными и тремя вращательными одномерными сенсорами. Однако несовершенство таких измерений состоит в том, что измеряемые компоненты не связаны пространством и временем. В то же время на-

ука утверждает, что все наблюдаемые колебательные процессы природного синтеза состояний в сплошных и упругих средах существенно пространственные ( $L$ ), спектральные и системно связаны во времени ( $t$ ), являются амплитудно-фазо-частотными (АФЧ) и соответствуют векторно-фазовой 4D-мерности. Наблюдается разрыв между реальными природными процессами и полученной с помощью этих инструментов информации об этих процессах, и в итоге достоверность диагностики крайне низка.

Обеспечение достоверности измерений, анализа динамического состояния объектов и прогноза возможности их дальнейшей эксплуатации возможно при слиянии возможностей векторно-фазовой 4D- или 7D-мерных систем предикативного анализа и современного научного взгляда на механику сплошных сред, чему и посвящается новый цикл статей.

Механика сплошных сред (МСС) в физике как наука появилась не случайно. Само понятие сплошность подразумевает непрерывность объекта. Это важное понятие предполагает непрерывность и в математике, а значит непрерывность функции. Если функция непрерывна, то она дифференцируема. И к ней, соответственно, можно применять методы дифференциального исчисления. Процесс в соответствии с великим Леонардом Эйлером можно описывать системой дифференциальных уравнений. Существуют параллельные науки - физическая и химическая кинетики. Там другая математика - математическая статистика и теория вероятности. Но эти науки взаимосвязаны и дополняют друг друга. Одна описывает собственно процесс, другая отражает физико-химические свойства рабочего тела.

Механика сплошных сред, как всеобъемлющая наука, включает в себя такие науки как гидродинамика, газовая динамика, механика твердого тела, прочность и теорий деформаций и гомеостаза, электро- и магнитодинамика, а также другие фундаментальные науки. Было сочтено целесообразным опубликовать некоторые актуальные аспекты этой темы в виде цикла статей с привлечением перспективных научных знаний. Начало цикла было решено начать с исследования понятия "сжимаемость".

## СЖИМАЕМОСТЬ - ВАЖНОЕ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОЕ СВОЙСТВО

*Редакция открывает новый цикл публикаций на актуальную и практически важную тему – механика сплошных сред. Предполагается в серии статей систематическое изложение новых взглядов на эту уникальную проблему и на её взаимосвязь со смежной и дополняющей ее проблемой – физико-химической кинетикой и молекулярной физикой. Особое место, в этой связи, будут так же занимать весьма продвинутое за последнее время проблемы механики твердого тела, в частности проблемы деформации, сжимаемости, упругости, анизотропии, прочности, акустики и вибрации. Цикл начинается с исследования фундаментального понятия – сжимаемость, характеризующего для газа, жидкости и твердого тела его упругость, ответную реакцию на внешнее возмущение и отвечающее за колебательные процессы.*

*The editorial board opens a new series of publications on an actual and practically important topic-continuum mechanics. A series of articles is intended to systematically present new views on this unique problem and on its relationship with a related and complementary problem – physico-chemical kinetics and molecular physics. A special place, in this regard, will also be occupied by the very advanced problems of solid mechanics, in particular, the problems of deformation, compressibility, elasticity, anisotropy, strength, acoustics and vibration. The cycle begins with the study of the fundamental concept – compressibility, which characterizes for a gas, liquid and solid its elasticity, response to external perturbation and responsible for oscillatory processes.*

**Ключевые слова:** сжимаемость, упругость, импеданс, вязкоупругая константа.

**Keywords:** compressibility, elasticity, impedance, viscoelastic constant.

Сжимаемость является следствием воздействия силы (давления) на рабочее тело, которое приводит к уменьшению объёма. Сжимаемость - это склонность газа к расширению или сжатию.

Вводится это понятие как производная объёма по давлению:

$$B = - \frac{dV}{dp}$$

Здесь  $V$  - удельный объём на один килограмм.  $[V]=\text{м}^3/\text{кг}$   
Перейдём от объёма к плотности газа:

$$\rho = \frac{1}{V}, [\rho] = \text{кг}/\text{м}^3.$$

Перепишем:

$$B = -\frac{d\frac{1}{\rho}}{d\rho} = +\frac{1}{\rho^2} \frac{d\rho}{d\rho}.$$

Производная:  $\frac{d\rho}{d\rho} = a^2$  - квадрат скорости звука.

Перепишем:

$$B = \frac{1}{\rho^2 a^2}.$$

Переходя к температуре, получим:

$$a^2 = kRT \text{ и } B = \frac{1}{k\rho RT} = \frac{1}{k\rho a^2}.$$

Видимо, это самая понятная формула.

Сжимаемость - это основное свойство сверхзвукового потока. Поскольку поток характеризуется числом Маха:

$$M = \frac{W}{a},$$

то представление его через сжимаемость логично:

$$B = \frac{1}{\rho^2 a^2} \text{ и } a^2 = \frac{1}{B\rho^2}.$$

Число Маха при этом выразится:

$$M = \frac{W}{\sqrt{\frac{1}{\rho^2 B}}} = \rho W \sqrt{B}.$$

Для анализа полезным может оказаться высокоупругий комплекс:

$$\frac{\mu \sqrt{B}}{r_{\text{крит}}}$$

Проверим размерности:

$$[j] = [\rho W] = \frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot \frac{\text{м}}{\text{с}} = \frac{\text{кг} \cdot \text{м}}{\text{с}} = \frac{\text{н} \cdot \text{с}}{\text{м}^2} = \frac{\text{кг}}{\text{м}^2 \cdot \text{с}}.$$

$$[B] = \left[ \frac{1}{k\rho\rho} \right] = \frac{1}{\frac{\text{кг}}{\text{м}^3} \cdot \frac{\text{н}}{\text{м}^2}} = \frac{\text{м}^5}{\text{кг} \cdot \text{н}} = \frac{\text{м}^4 \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2}{\text{кг} \cdot \text{кг} \cdot \text{м}} = \left( \frac{\text{м}^2 \cdot \text{с}}{\text{кг}} \right)^2 = \left( \frac{1}{j^2} \right).$$

$$j = \rho \cdot W.$$

$$\text{Тогда } [M] = [\rho W \sqrt{kB}] = \frac{[\rho W]}{[\rho W]} = 1.$$

Вторым важным свойством дозвукового потока является его упругость, которая зависит от сжимаемости. Сжимаемость здесь проявляется как основной параметр в процессе, описывающим ВЧ-неустойчивость.

ВЧ-неустойчивость - это возникновение автоколебаний, то есть ситуация, когда диссипативные процессы компенсируются дисперсными. Уравнение для описания автоколебаний похоже на уравнение для описания линейных гармонических колебаний, решением которого является синус

$$\ddot{\rho} + \omega_0^2 \rho = 0.$$

В общем случае для механических систем, аналогично с которыми мы будем проводить анализ, уравнения записывают в традиционной форме:  $\ddot{\rho} + \omega_0^2 \rho = 0$  - уравнение для пружины.

Или  $m\ddot{x} = -kx$ . Знак минус из-за того, что реакция происходит в противоположном направлении. Сила слева от равенства характеризует инерционную силу, справа - упругую реакцию.

Если силу разделить на условную площадь  $F = x_0^2$ , то получим

напряжение,  $x_0$  - характерный размер. И опять с обратным знаком. Далее применим закон Гука  $\sigma = E\varepsilon$ .

$$-\sigma = \frac{m\ddot{x}}{F} = -\frac{kx}{F} = -E\varepsilon = -\frac{E}{x_0} x.$$

Тогда:

$$\frac{k}{F} = \frac{E}{X_0} = \frac{k}{x_0^2} = \frac{E}{x_0} \rightarrow k = Ex_0.$$

Таким образом модуль упругости определяет условие колебаний. Определим собственную частоту:

$$\ddot{x} + \frac{k}{m} x = 0, \quad \frac{k}{m} = \omega_0^2, \text{ тогда } \omega_0^2 = \frac{k}{m} = \frac{Ex_0}{m}.$$

Собственная частота зависит прежде всего от упругости среды  $E$ , а также от массы среды  $m$  и конструкции  $x_0$  (её жёсткость).

Выразим параметры через скорость звука и сжимаемость:

$$B = \frac{1}{\rho^2 a^2}.$$

Известно, что скорость звука

$$a = \sqrt{\frac{E}{\rho}}, \text{ тогда } E = \rho a^2, \text{ а } B = \frac{1}{\rho \cdot a^2 \cdot \rho} = \frac{1}{\rho \cdot E}.$$

Определим коэффициент

$$k = Ex_0 = \frac{x_0}{\rho \cdot B}.$$

Теперь выразим собственную частоту через сжимаемость:

$$\omega_0^2 = \frac{Ex_0}{m} = \frac{x_0}{V\rho B} \sim \frac{x_0}{x_0^2 x_0} \frac{1}{\rho^2 B} = \frac{1}{\rho^2 B x_0^2}.$$

И ещё одно представление сжимаемости, это

$$B = \frac{1}{\rho^2 a^2} = \frac{1}{Z^2}, \text{ где } Z - \text{ удельный акустический импеданс.}$$

Акустический импеданс - это мера сопротивления среды прохождению звуковых волн.

Удельный акустический импеданс:  $Z = \rho a$  - это плотность звука в среде.

Собственную частоту через акустический импеданс можно выразить:

$$\omega_0^2 = \frac{1}{\rho^2 B x_0^2} = \frac{\rho^2 a^2}{\rho^2 x_0^2} = \frac{Z^2}{\rho^2 x_0^2}; \quad \omega_0 = \frac{Z}{\rho x_0}.$$

Здесь  $x_0$  - это характерный размер, может быть и длина волны  $\lambda$ . Или

$$\omega_0^2 = \frac{a^2}{x_0^2}; \quad \omega_0 = \frac{a}{x_0}.$$

Итак, собственная частота есть скорость звука, поделённая на характерный размер. Или

$$x_0 = \frac{a}{\omega_0} \left( \lambda = \frac{a}{\omega_0} \right).$$

Таким образом необходимо понять, как меняется сжимаемость и сопряженные с ней параметры в зависимости от термодинамических условий.

И ещё одно важное применение понятия сжимаемости. Это выражение производной скорости по времени в уравнении движения для ламинарного течения:

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

В отличие от уравнения Эйлера последнее отличается вязкоупругим членом. Преобразуем его. Переходя к производной от давления, получаем:

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

Или

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

В последнем уравнении произведение  $\mu V$  является знакомым. Именно оно является индикатором отличия от гамильтоновских идеальных систем. Это - вязкоупругая константа. Это уникальное свойство реальной среды, определяющее нелинейно-диссипативные процессы.

**Численное исследование сжимаемости продуктов сгорания**

Для понимания взаимосвязи ведущих параметров процесса с характеристикой несжимаемости на примере жидкостного ракетного двигателя РД-171 в многоцелевом программном комплексе Астра.4/р рассмотрим результаты термодинамических расчетов. Исходные данные:

Параметр	Значение
Давление в КС, МПа	24,5
Давление в выходном сечении сопла, МПа	0,072
Диаметр минимального сечения сопла, мм	235,5
Горючее	Керосин С12,3 Н23,9
Энтальпия образования горючего, кДж/кг	-1810
Окислитель	Кислород O <sub>2</sub>
Энтальпия образования окислителя, кДж/кг	0
Коэффициент избытка окислителя	1,6

Результаты расчетов представлены на рис. 1-6 в зависимости от степени расширения сопла, числа Маха и показателя адиабаты.

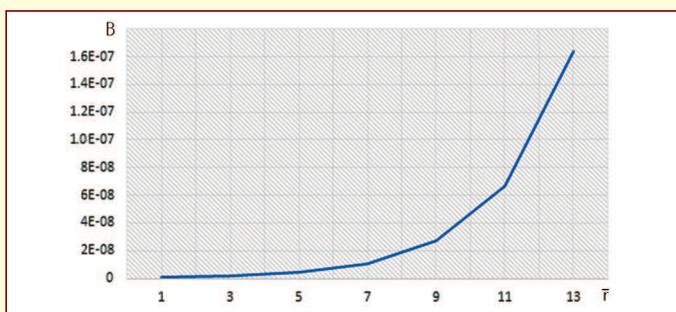


Рис. 1 Расчетная зависимость сжимаемости от степени расширения

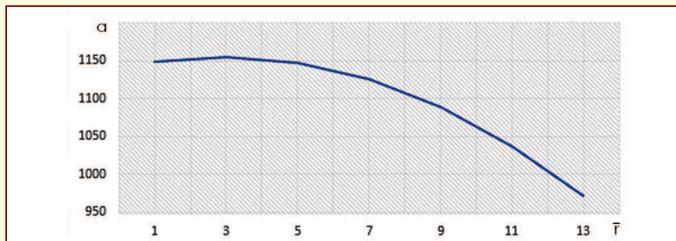


Рис. 2 Расчетная зависимость скорости звука от степени расширения



Рис. 3 Расчетная зависимость показателя адиабаты от степени расширения

В результате расчетов было выяснено, что сжимаемость увеличивается при увеличении степени расширения сопла. Другие величины, такие как, скорость звука и показатель адиабаты уменьшаются. Также, был посчитан критерий (комплекс), определяющий вязкоупругие свойства потока и построены графики, в результате которых видно, что он так же зависит от числа Маха и показателя адиабаты и в зависимости от их изменения меняется сам.

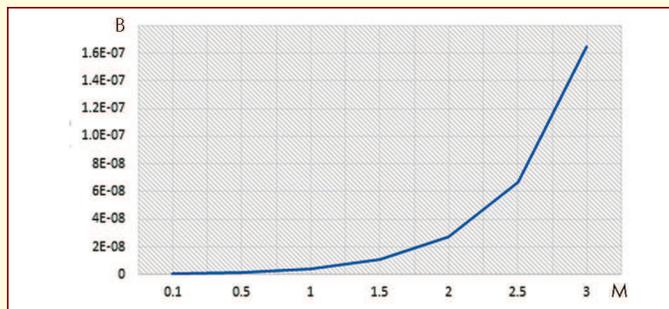


Рис. 4 Расчетная зависимость сжимаемости от числа Маха

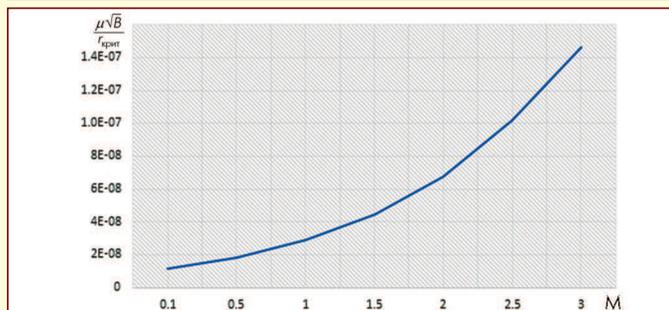


Рис. 5 Расчетная зависимость вязкоупругого критерия от числа Маха



Рис. 6 Расчетная зависимость вязкоупругого критерия от показателя адиабаты

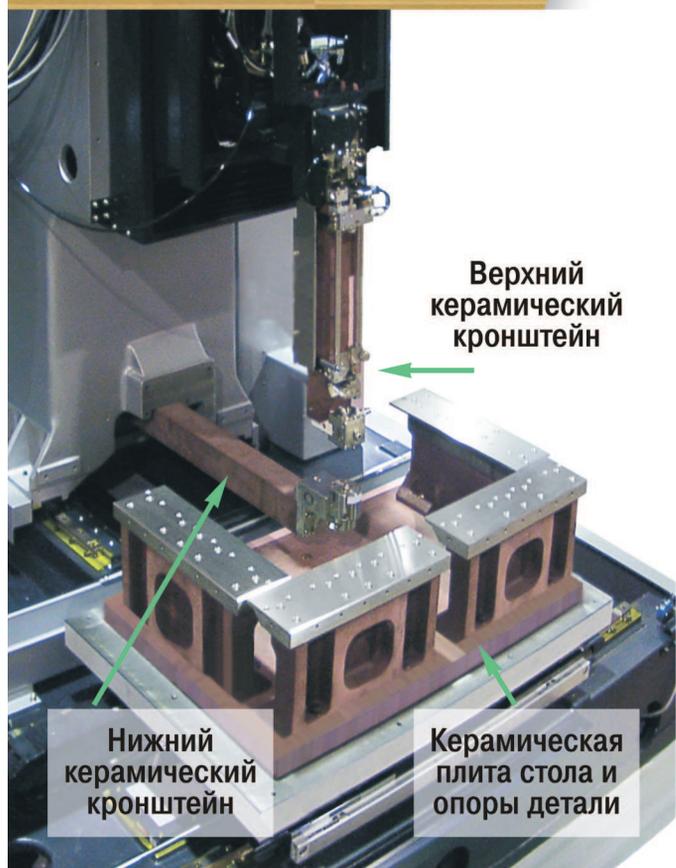
В результате проведенных расчетов можно сделать следующие выводы: сжимаемость может характеризовать различные явления и зависеть от многих параметров, выражая через неё различные характеристики можно получать полезные зависимости. Сжимаемость - основное свойство сверхзвукового потока и на основании рис. 4 можно видеть, что с увеличением числа Маха сжимаемость потока растёт. Сопоставляя рис. 4 и рис. 5 можно видеть, что с увеличением сжимаемости, критерий (комплекс), определяющий вязкоупругие свойства потока так же увеличивается. **!**

**Литература**

1. В.В Сычев. Дифференциальные уравнения термодинамики // М. Наука, 1981 г.
2. В.А. Кириллин, В.В. Сычев, А.Е. Шейндлин. Техническая термодинамика // М. Энергоатомиздат, 1983 г.
3. Дж. Серрин. Математические основы классической механики жидкости // М. изд. Иностранной литературы, 1963 г.
4. Н.В. Иноземцев. Основы термодинамики и кинетики химических реакций // М. изд. Военной Академии механизации и моторизации Красной армии им. И.В. Сталина, 1940 г.
5. Н.Ю. Кочетков. Разработка и верификация метода и программы расчета внутривальностных характеристик двигателей твердого топлива с двухсоставными зарядами для перспективных летательных аппаратов // Космонавтика и ракетостроение № 1, 2010 г.
6. А.А. Сперанский, К.Л. Захаров, Д.В. Малютин. Фундаментальный подход к реконструкции механических полей для оценки эксплуатационных свойств изделий оборонпрома // Двигатель, № 1-2-3, 2009 г.
7. А.А. Сперанский, А.А. Михеев, Г.Г. Михайлов. Интеграция опережающих междисциплинарных знаний в качестве универсальной системообразующей основы перспективных межвидовых исследований // Двигатель, № 4, 2015 г.
8. А.А. Сперанский. Многомерные векторно-фазовые аттракторы гомеостаза состояний упругих систем // Двигатель, № 3, 2017 г.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

## Безальтернативный материал геометрически точных ЭИ станков



(Показан станок AQ325L - другие модели устроены аналогично)



### Единственные в отрасли ЭИ станки с керамической рабочей зоной!

Электроискровая обработка — это одновременно электрический и термический процессы.

С одной стороны, ЭИ обработка — **процесс термический**.

Высокие температуры в ЭИ зазоре через заготовку, стол, проволоку и блоки направляющих неравномерно передаются на несущие конструкции, вызывая их деформации. Теряется геометрическая точность, что становится причиной брака.

С другой стороны, ЭИ обработка — **процесс электрический**.

Инструмент — электрические искры разной мощности и частоты, эродующие металл. Рабочая зона должна быть **полностью** электрически изолирована от остальных конструкций станка, а части рабочей зоны - друг от друга.

**ОТСЮДА СЛЕДУЕТ:**

идеальными материалами несущих конструкций рабочей зоны ЭИ станка могут быть только **электроизоляторы с очень малым коэффициентом теплового расширения**, а для рабочей зоны водяных вырезных ЭИ станков требуется еще и **химическая и коррозионная стойкость**.

### Безупречное и бескомпромиссное решение Sodick

Решение проблем термостабильности ЭИ рабочей зоны компания «Содик» нашла еще в 80-х годах. С тех пор Sodick — первый и единственный в мире изготовитель ЭИ станков с принципиально новыми собственными материалами в рабочей зоне. Эти тонкокерамические материалы созданы Sodick в результате многих лет исследований и известны как FineXGera®. Чаще эти материалы называют просто "керамику Sodick".

### Полная гальваническая развязка

Заготовка и проволока-электрод полностью изолированы от всех конструкций станка и друг от друга. Полная гальваническая развязка — деталь не «сидит» на массе!

Полная электрическая изоляция частей рабочей зоны дает возможность генерировать особые искровые импульсы, нереализуемые на станках с металлическим столом, где деталь «сидит» на массе. Возрастает эффект использования биполярных импульсов и импульсов особой формы.

Как дополнительный результат идеальной электрической изоляции - потеря производительности за годы эксплуатации у "керамических" станков Sodick в 3–4 раза меньше, чем у "металлопластиковых" станков.

**В битвах с физикой побеждает физика!**

# 1 КЕРАМИЧЕСКИЙ СТАНОК = 1,5 МЕТАЛЛОПЛАСТИКОВЫХ

## Активная долговечность проволочной электроэрозии Sodick

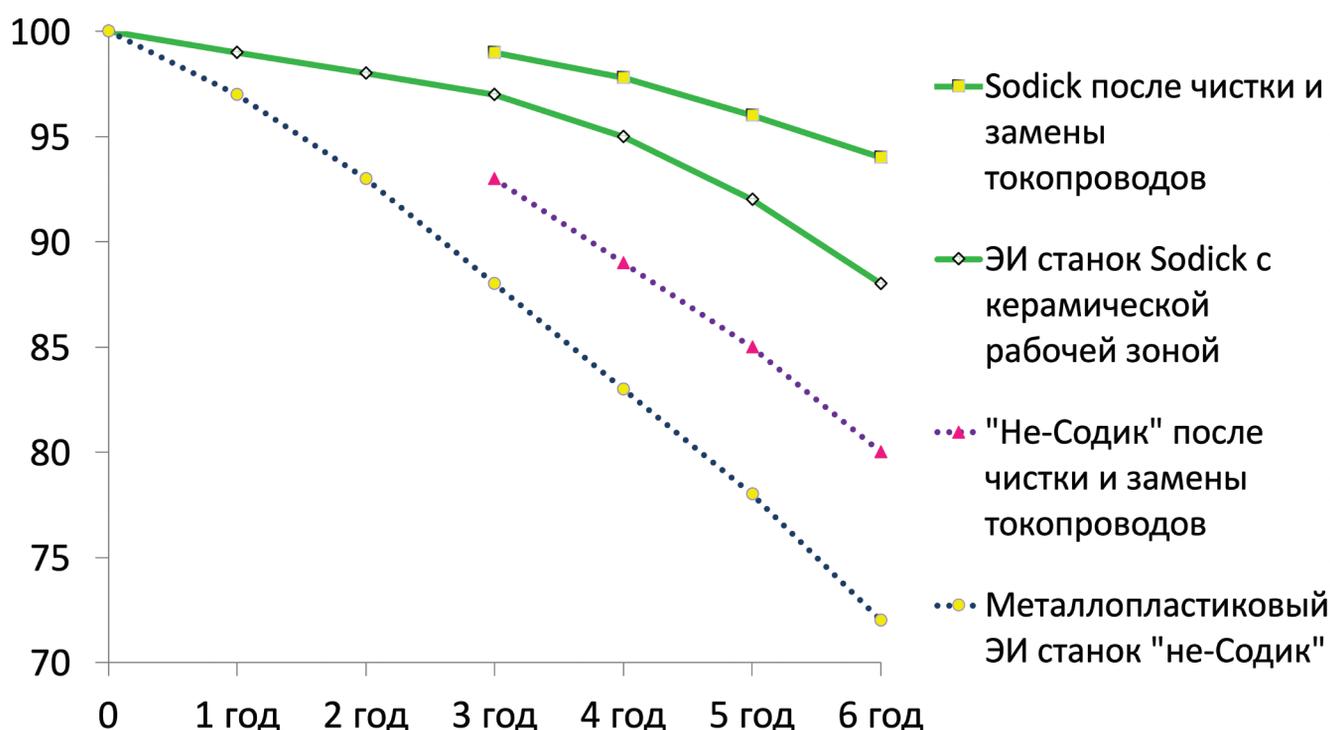
Операторы со стажем знают, что уже через год-два после начала эксплуатации скорость резания проволочных электроэрозионных станков падает. Происходит это в результате снижения качества электрической изоляции из-за осаждения электропроводного шлама на пластиковых изоляторах.

В керамических станках падение тоже имеет место, но гораздо - раза в 3 - медленнее. Качество и площадь электроизоляции несравнимо выше и больше, чем в металлопластиковых станках!

### **Керамический станок не только служит дольше, но производит за время эксплуатации больше продукции**

Керамический станок стоит практически столько же, сколько и металлопластиковый, но живет дольше и приносит своему владельцу значительно больше пользы!

### **Падение производительности ЭИ резания (%) за годы эксплуатации**



В металлопластиковых станках (не-Содик) площадь изоляторов крайне мала. В ходе эксплуатации на пластиковые поверхности оседает шлам, впитываясь в эти поверхности. Шлам – неизбежный продукт электроэрозии. Качество электрической изоляции падает и падает достаточно быстро: за 6 лет эксплуатации металлопластиковый ЭИ станок теряет до 30% производительности (скорости резания). На керамических конструкциях станков Sodick шлам также оседает. Но, во-первых, площади и объемы электроизоляции в керамических станках Sodick несравнимо больше - сами несущие конструкции изоляторы! Высококачественные высоковольтные изоляторы -  $>10^{14}$  Ом·см. А во-вторых, керамика FineXcera® имеет значительно более высокую химическую стойкость!

Даже если начальная производительность у вырезного станка Sodick одинакова с конкурирующими станками «не-Содик», через несколько лет станок «не-Содик» значительно уступит электроэрозионному станку Sodick. **Металлопластиковые станки не-Содик теряют производительность в 2,5 – 3 раза быстрее, чем электроискровые станки Sodick с керамической рабочей зоной.**

# Особо прочная керамика Sodick:

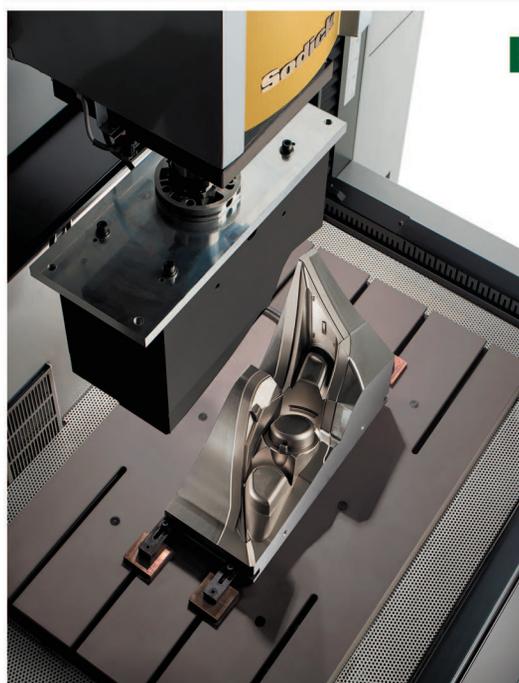
**сверхмалое тепловое расширение** - в 3-4 меньше, чем у стали

**идеальные электроизоляторы** -  $> 10^{14}$  Ом\*см

**малый удельный вес** - в 2,5 раза легче стали

**высочайшая химическая и коррозионная стойкость**

	Керамика SA610 (основа - $Al_2O_3$ )	ГРАНИТ	Чугун-механит FC25	Сталь нержавеющая
Коэф. теплового расширения ( $\times 10^{-6}/^{\circ}C$ )	<b>4,5</b>	8	11	15 ~ 18
Прочность на изгиб (кг/см <sup>2</sup> )	3000	300 - 500	4000	зависит от марки
Модуль Юнга ( $\times 10^6$ кгс/см <sup>2</sup> )	2,7	0,3 ~ 0,9	1,1	2,0 ~ 2,2
Твердость по Виккерсу (500 г)	1300	590 ~ 1000	620	---
Удельный вес (г/см <sup>3</sup> )	3,5	3,0	7,8	7,7 ~ 7,9
Удельное электрич. сопротивление	<b><math>&gt; 10^{14}</math> Ом*см</b>	---	проводник	проводник



## Керамика не роскошь, а гарантия точности ЭИ обработки!

Из керамики SN610 изготавливаются несущие части, от которых зависит геометрическая точность электро-искровой рабочей зоны:

плита стола, опоры стола, верхний и нижний кронштейны (*вырезные станки*);

плита стола и надэлектродная плита, каретка оси Z (*прошивные станки*);

Из керамики из оксида циркония: неизнашиваемые части механизма подачи проволоки (*вырезные станки*)

*Деталь на керамической плите стола AG60L.  
Выше - керамическая надэлектродная плита.*



керамический  
верхний  
кронштейн  
ALC800GH

### Из каких материалов строится рабочая зона обычных ЭИ станков не-Содик?

Сталь, материал жесткий и прочный, но с большим коэффициентом теплового расширения и малой коррозионной и химической стойкостью, к тому же электропроводник – вот 4 изъяна, делающих сталь в чистом виде непригодной для рабочей зоны ЭИ станков.

Электроизолирующий пластик – материал недостаточно жесткий. Из пластика нельзя сделать опоры и кронштейны ЭИ вырезного станка. Пластик используется лишь как изолятор, чтобы изолировать стальные опоры и кронштейны.

Конструкции ЭИ станков не-Содик – это "бутерброды" из негодных для ЭИ рабочей зоны материалов!

**Наихудшее, но недорогое инженерное решение, которое вынужденно приспособлено и подлажено под законы физики!**

При одном и том же нагреве керамические несущие конструкции в ЭИ рабочей зоне станков Sodick "гуляют" в 3-4 раза меньше, чем стальные конструкции с пластиковыми изоляторами в обычных ЭИ станках. Соответственно, в 3-4 раза меньше теряется геометрия относительного положения электрода и детали.

Какой бы точной ни была конструкция самого ЭИ станка, если части электроискровой рабочей зоны "гуляют" от нагрева, точную обработку - точность на детали - получить крайне затруднительно.

Известно, что несущие части (столы, колонны) лучших измерительных машин делают из гранита. Однако у гранита тепловое расширение в 2 раза больше, чем у керамики "Содик". Следовательно покупатели "Содик" получают станки с качеством рабочей зоны выше, чем у лучших измерительных машин.

Подробнее см. на нашем сайте:  
<https://sodick.sodicom.biz/ru/ceramic-work-zone/>

# МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

## ТЕРМОДИНАМИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

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

*Частным случаем механики сплошных сред является термодинамика. Эта наука о внутренних процессах сплошных сред является ключевым моментом при формировании исходных данных для последующих расчетов, сопровождающих создание промышленных, ракетно-космических, энергетических и других, важных для народного хозяйства изделий. Это – газодинамические и гидравлические расчеты, тепловые расчеты аппаратов и турбомашин, расчеты разрушения стенок от теплового воздействия, расчеты на прочность и деформацию конструкций, прогноз ВЧ-устойчивости и вибраций и т.д. Термодинамика поставляет для прогноза и экспертизы физико-химические, тепло-газодинамические, прочностные и многие другие свойства рабочего тела. Она поставляет его состав и энергетику процессов.*

*В работе представлены некоторые новые, нетрадиционные в изложении нюансы, расширяющие представления об основополагающих утверждениях. Изложенное является частично анализом известных публикаций и оригинальным обобщением авторов.*

*A special case of continuum mechanics is thermodynamics. This science of the internal processes of continuous media is a key point in the formation of initial data for subsequent calculations that accompany the creation of industrial, rocket-space, energy and other products important for the national economy. These are gas-dynamic and hydraulic calculations, thermal calculations of apparatuses and turbomachines, calculations of the destruction of walls from heat exposure, calculations for the strength and deformation of structures, the forecast of RF stability and vibration, etc. Thermodynamics supplies physicochemical, thermal-gas-dynamic, strength and many other properties of the working fluid for the forecast and examination. It supplies its composition and the energy of the processes.*

*The paper presents some new, non-traditional nuances that expand the understanding of the fundamental statements. The above is partly an analysis of well-known publications and an original generalization of the authors.*

**Ключевые слова:** термодинамика, начала, энтропия.

**Keywords:** thermodynamics, principles, entropy.

Всю дисциплину "термодинамика" в ограниченное время изложить невозможно, поэтому остановимся на основных положениях, и прежде всего, вспомним основные ее начала - начала термодинамики [1, 2, 3]. Изложим их не в традиционной форме, а в форме, которая расширяет понятия основных величин.

Предварительно было получено, объяснено и доказано основное фундаментальное понятие термодинамики - энтропия, физический смысл которой - дисперсия функции распределения в уравнении Больцмана [4, 5].

Зависимость энтропии от ведущих термодинамических параметров  $S = f(V, U, N)$  позволяет рассмотреть её полный дифференциал:

$$dS = \left(\frac{\partial S}{\partial U}\right)_{VN} dU + \left(\frac{\partial S}{\partial N}\right)_{UV} dN + \left(\frac{\partial S}{\partial V}\right)_{UN} dV.$$

где  $V, U, N$  - удельный объем, внутренняя энергия и число частиц в системе.

По определению частные производные выражаются через реальные характеристики:

$$\left(\frac{\partial S}{\partial U}\right)_{VN} = \frac{1}{T}; \left(\frac{\partial S}{\partial N}\right)_{UV} = \frac{\mu}{T}; \left(\frac{\partial S}{\partial V}\right)_{UN} = \frac{P}{T},$$

где  $T, \mu$  и  $P$  - температура, химический потенциал и давление.

В результате получаем (Р. Майер, Д. Джоуль, Г. Гельмгольц):

$$TdS = dU + PdV - \mu dN \text{ или } dQ = dU + PdV - \mu dN.$$

Последнее уравнение является формулировкой **первого Начала термодинамики**. В механической форме, при отсутствии неравновесных процессов  $\mu dN = 0$ , получаем традиционную запись:  $dQ = dU + PdV$ , то есть тепло переходит во внутреннюю энергию и механическую работу.

Формулируется закон или первое Начало термодинамики как закон превращения и сохранения энергии.

**Второе Начало термодинамики** традиционно записывается в форме Клаузиуса:  $dS \geq 0$  или более точно, как было ранее получено [6]:

$$d \frac{S}{R} \geq 0, \text{ что означает:}$$

1)  $S \geq R$ ,  
 2)  $R$  - тоже является энтропией, но только для равновесного случая.

Формулируется второе Начало термодинамики в традиционной интерпретации как: "Процесс идёт только с возрастанием энтропии. Энтропия при этом стремится к своему максимальному значению  $S_{max}$ ". При этом в традиционном понимании она не конкретизируется. Не даётся ответа на вопрос, что такое её максимальное значение  $S_{max}$ .

Для раскрытия значения понятия  $S_{max}$  воспользуемся теоремой потенциалов. Термодинамические потенциалы - это такие термодинамические функции, которые имеют полные дифференциалы. Каждый потенциал носит свой глубокий физический смысл:

- 1)  $U$  - внутренняя энергия,  $U = C_V T$ ;
- 2)  $J$  - энтальпия,  $J = C_p T$ ;
- 3)  $ST$  - связанная энергия, которая никогда не может быть превращена в работу;
- 4)  $RT$  - частный случай, реализующийся при условии термодинамического равновесия, или ещё он называется "большой потенциал";

5)  $F = U - ST$  - потенциал Гельмгольца, также он называется "свободной энергией". Он освобожден от связанной энергии, а остаток характеризует энергетические возможности прохождения химических реакций;

6)  $G = J - ST$  - потенциал Гиббса, или свободная энтальпия. Частным случаем этого потенциала является удельный (по отношению к массе вещества) потенциал. Это - химический потенциал:  $\mu = G/m$ .

Химический потенциал - главная характеристика в неравновесной термодинамике. Он определяет энергетику химической реакции.

Все потенциалы имеют положительный знак, они не могут быть отрицательными функциями. Поэтому потенциал Гельмгольца можно записать в виде:

$$F = U - ST \geq 0.$$

Раскрывая значение внутренней энергии, перепишем:

$$C_V T - ST \geq 0 \text{ или } C_V \geq S.$$

Таким образом расширяется второе Начало и конкретизируется максимальное значение энтропии:

$$S_{\max} = C_V.$$

То есть максимальное значение энтропии есть теплоёмкость при постоянном объёме, тогда:

$$R \leq S \leq C_V.$$

Далее для анализа привлечём закон Майера:

$$C_p - C_V = R,$$

из которого следует, что теплоёмкость при постоянном давлении всегда больше теплоёмкости при постоянном объёме:

$$C_p = C_V + R \rightarrow C_p > C_V.$$

Это и логично, ведь энтальпия больше энергии на величину механической работы:

$$J = U + PV,$$

а собственно энтальпия является самой большой (предельной) энергией в веществе. Это то количество энергии, которое необходимо, чтобы вещество образовалось.

По-другому можно записать для идеального газа:

$$J = U + RT,$$

вот почему  $RT$  называется большим потенциалом - он соответствует максимальной работе.

Но энергия или энтальпия может преобразоваться не вся, и тогда часть энергии (тепла) останется в рабочем теле, а остальное сработает:  $Q = CT$  и тогда будет справедливо следующее неравенство:

$$C_V \leq C \leq C_p.$$

Таким образом получаем неравенство:

$$R \leq S \leq C_V \leq C \leq C_p.$$

Последнее неравенство можно интерпретировать как второе Начало термодинамики, а все члены этого большого неравенства как частные случаи энтропии:  $R, S, C_V, C, C_p$  [7].

Здесь теплоёмкость  $C$  - является в общем-то тоже энтропией, только та, традиционная энтропия, есть характеристика внутренних процессов (химических реакций, физических преобразований вещества и др.) происходящих при постоянном объёме, а теплоёмкость является характеристикой рабочих процессов и применяется в макро-термодинамике тепловых машин.

Из неравенства следует, что величина теплоёмкости при постоянном объёме разделяет термодинамику на две науки:

В интервале  $R \leq S \leq C_V$  - химическую термодинамику, а в интервале  $C_V \leq C \leq C_p$  - термодинамику тепловых машин.

Таким образом, функции  $S$  и  $C$  заключены каждая в своём интервале и являются функциями процессов, а  $R, C_V$  и  $C_p$  - функциями состояния.

Второе Начало термодинамики можно теперь записать через энергию:

$$RT \leq ST \leq U \leq Q \leq J$$

Энтропия может быть бесконечно большой. Всё зависит от отношения

$$K = \frac{C_p}{C_V},$$

то есть от собственно вещества, характеристикой которого является величина  $K$ , а также

$$C_V = \frac{R}{K-1} \text{ и } C_p = \frac{KR}{K-1}.$$

Записывая левую часть неравенства относительно  $R$

$$1 \leq \frac{S}{R} \leq \frac{1}{K-1}$$

получаем, что при  $K \rightarrow 1$  энтропия будет стремиться к бесконечности.  $K \rightarrow 1$  - это тяжёлые газы, например, для продуктов сгорания РДТТ показатель адиабаты может достигать величины  $K = 1,12$ ; а легкие газы - гелий и другие инертные газы -  $K = 1,666...$

Отметим, что потенциалы являются скалярными величинами и если каждый из них скалярно умножить на единичный тензор,

то получится новый тензор, соответствующий данному потенциалу, например:  $U \cdot I$  или  $ST \cdot I$ . Тензоры в математике обозначаются готическим шрифтом.

Тензоры - это операторы от непрерывных функций. Они наиболее точно и полно описывают процессы в сплошных средах. Они удобны для проведения математических преобразований и часто сложные дифференциальные операторы с помощью тензоров могут быть заменены на алгебраические. Второе Начало также можно записать в тензорном виде.

В химической термодинамике [8] характерными параметрами являются скорости химических реакций, константы равновесия и др. В термодинамике тепловых машин - работа, коэффициент полезного действия (КПД). Считается, что самым эффективным циклом в термодинамике является цикл Карно, а КПД у него самый большой.

Из формулы для КПД цикла Карно следует, что  $\eta_K$  не зависит от свойств рабочего тела:

$$\eta_K = 1 - \frac{T_2}{T_1}.$$

Это и понятно, ведь Карно вводя свою формулу в обиход скорее всего записал её интуитивно, опираясь на теорию теплорода. То есть условно рабочим телом у него был один единственный компонент - теплород, который и был причиной тепла. Вещество в этой постановке рассматривалось как резервуар, куда он помещался, а теплоёмкость не зависела от термодинамики ( $C_V = C = C_p$ ).

В соответствии с вышеизложенным можно записать для интервала  $C_V \leq C \leq C_p$  или  $U \leq Q \leq J$  производимую работу реального газа в следующем виде:

$$A = Q - U,$$

а КПД:

$$\eta = \frac{Q - U}{Q} = 1 - \frac{U}{Q}.$$

Для максимального значения  $Q = J$ , тогда

$$\eta = 1 - \frac{U}{J}.$$

При этом поступившее в систему тепло будет максимально:  $J$  при  $T = T_1$ , а сброшенное после работы тепло минимально:  $U$  при  $T = T_2$ .

$$\text{Тогда } \eta = 1 - \frac{C_V T_2}{C_p T_1} \text{ или } \eta = 1 - \frac{1}{K} \frac{T_2}{T_1}.$$

Полученная зависимость является функцией свойства рабочего тела ( $K$ ). Чем больше показатель адиабаты  $K$ , тем меньше величина  $1/K$  и тем больше сам КПД.

Таким образом, легкие газы (He, H и др.) будут давать максимальный КПД. Тяжелые газы (продукты сгорания РДТТ и т.д.) будут давать минимальный КПД.

Сравнение формул показывает, что даже при небольших значениях показателя адиабаты  $K \sim 1,12...1,67$  различие в значениях КПД Карно и нового КПД может оказаться существенным. Если принять для теплорода, что  $C_p = C_V$ , тогда максимальная разница может составлять величину

$$\Delta\eta = \eta - \eta_K = 1 - \frac{1}{K} \frac{T_2}{T_1} - 1 + \frac{T_2}{T_1} = \frac{T_2}{T_1} \left(1 - \frac{1}{K}\right)$$

или

$$\Delta\eta = \frac{T_2}{T_1} \left(1 - \frac{1}{\left(\frac{5}{3}\right)}\right) = \frac{T_2}{T_1} (1 - 0,6) = 0,4 \frac{T_2}{T_1}.$$

Еще одно интересное следствие из второго Начала термодинамики. Известно, что равновесие системы наступит при стремлении к нулю потенциала Гельмгольца:  $F = U - ST \rightarrow 0$ .

Возможное максимальное значение свободной энергии запишется как  $F_{\max} = U - RT$ .

Определим границу, где прекращаются реакции  $U - ST = 0$ .

С учетом выводов молекулярно-кинетической теории

$$U = \frac{3}{2} RT.$$

Но

$$U = C_v T = \frac{1}{K-1} RT.$$

тогда

$$RT = RT \text{ или } K = \frac{5}{3} = 1,666... = 1,67.$$

Это означает, что начиная с показателя адиабаты 1,67 все химические процессы прекращаются. Но этот показатель адиабаты соответствует показателю благородных, нейтральных газов восьмой группы периодической системы Менделеева: He, Ne, Ar, Kr, Xe, Rn (гелий, неон, аргон, криптон, ксенон, радон).

Химическая активность этих газов, как известно, равна нулю и при соприкосновении с любыми активными газами, реакция между ними не пойдет, так как они имеют заполненную атомную структуру и не имеют валентных электронов.

Но, что очень удивительно!!! При определенных давлениях и температурах активные газы могут достигать значений  $K > 1,67$ .

Так, например

Азот:  $K = 1,85$  при  $T = 220$  К и  $P = 100$  атм.

Водород:  $K = 1,78$  при  $T = 110$  К и  $P = 100$  атм.

Воздух:  $K = 1,74$  при  $T = 240$  К и  $P = 100$  атм.

Даже агрессивный кислород при температуре 260 К и давлении 100 атм. имеет значение  $1,721 > 1,67$  и становится инертным.

Интересно, а есть ли условия, при которых нейтральные газы попадут в диапазон  $< 1,67$ ? Да, есть. При  $T = 100$  К и давлении 100 атм. у гелия значение  $K = 1,65$ ; а у аргона  $K = 1,627$  при  $T = 100$  К и  $P = 1$  атм.

Известны такие химические соединения как дифторид криптона  $KrF_2$ , тетрафторид криптона  $KrF_4$ , а также криптонат бария  $BaKrO_4$ .

**Третье Начало термодинамики** значит за Нернстом и оно гласит:

1) При уменьшении температуры до абсолютного нуля  $T \rightarrow 0$ , теплоемкость любого вещества стремится к нулю  $C \rightarrow 0$ .

2) Значение абсолютного нуля не достижимо!!! Можно только к этому значению стремиться  $T \rightarrow 0$ .

**Четвертое Начало термодинамики** или первое начало термодинамики [9]. Появилось оно недавно в связи с тем, что с давних времен до настоящего времени не прекращается спор между великими учеными, начиная с эпохи Возрождения Леонардо да Винчи с Галилео Галилеем и Декартом с Лейбницем на тему: "Что такое движение: импульс (вектор) или энергия (скаляр)?"

Этот спор, видимо, можно решить если сказать, что это - одно и то же. Откуда это следует. Из молекулярно-кинетической теории известно, что кинетическая энергия одной молекулы записывается в виде:  $m_i V_i^2 / 2$ .

Энергия всех частиц с точностью до постоянного коэффициента  $3/2$  записывается как:

$$\sum_i c_i \frac{m_i V_i^2}{2}.$$

Поскольку произведение массы  $m_i$  на концентрацию  $c_i$  есть плотность вещества, последняя формула примет вид:

$$\sum_i \frac{\rho_i V_i^2}{2}.$$

а после умножения на  $\rho_i$ :

$$\sum_i \frac{\rho_i^2 V_i^2}{2}.$$

Последняя операция эквивалентна учету весового коэффици-

циента для внутренней энергии  $\rho_i \cdot U$ .

Умножив сумму на единичный тензор  $I$ , получим новый тензор, характеризующий ансамбль частиц, находящихся в системе:

$$\sum_i \frac{\rho_i V_i^2}{2} \cdot I.$$

Далее осуществим переход через границу микросистемы к континуальной системе. Переход осуществим с помощью операции дивергенции от найденного тензора:

$$\text{div} \frac{\rho_i^2 V_i^2}{2} \cdot I,$$

которая тождественно равна градиенту от скаляра, но уже для средней скорости параметра:

$$\text{div} \frac{\rho_i^2 V_i^2}{2} \cdot I = \text{grad} \frac{\rho^2 \bar{V}^2}{2},$$

После преобразования получаем:

$$\text{grad} \frac{\rho^2 \bar{V}^2}{2} = (\rho V) \text{grad}(\rho V),$$

где,

$$U = \frac{\rho \bar{V}^2}{2}; \quad \vec{j} = \rho \bar{V}.$$

Но

$$\vec{V} \text{grad} \rho \bar{V} = \frac{d\rho V}{d\tau},$$

тогда

$$\frac{d\vec{j}}{d\tau} = \frac{1}{\rho} \text{div} \rho U \cdot I = \frac{1}{\rho} \text{grad} \rho \cdot U.$$

В силу того, что внутренняя энергия, по существу, равна давлению, то по аналогии с уравнением Эйлера нужно поменять знак:

$$\frac{d\vec{j}}{d\tau} = - \frac{1}{\rho} \text{grad} \rho \cdot U.$$

Последнее уравнение является четвертым началом термодинамики, и оно утверждает, что движение в форме импульса тесно связано с движением в форме внутренней энергии.

По существу, это означает, что импульс и внутренняя энергия - это одно и то же, только представленная в разных формах. Существо - одно, формы - разные. Между импульсом и энергией существует однозначная связь.

Если считать, что плотность постоянна, то четвертый закон термодинамики превращается в уравнение Эйлера:

$$\rho \frac{d\vec{V}}{d\tau} = - \text{grad} U \equiv - \text{grad} P,$$

поэтому четвертое Начало термодинамики можно считать первым началом термодинамики.

Четвертое Начало термодинамики удобно при анализе процессов, а также при выводе уравнения движения в неравновесной форме. В отличие от уравнения Навье-Стокса уравнение, учитывающее неравновесность имеет ещё один член, который характеризует динамику химических превращений.

Опуская выводы и только для иллюстрации, запишем уравнение движения с учетом неравновесного члена [10]:

$$\frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} = \text{div} \Pi - \frac{K+1}{K-1} P \text{grad} \ln \left( \frac{P}{R_\mu T} e^{-\frac{E}{k+1 RT}} \right),$$

где  $\Pi$  - тензор Коши;

$E, R$  - энергия активации и универсальная газовая постоянная.

Или вводя нормальную функцию насыщения [11, 12]:

$$\frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} = \text{div} \Pi - \frac{K+1}{K-1} P \text{grad} P \psi(\xi),$$

здесь,

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

$$\xi = \frac{T}{E} \cdot \frac{k+1}{k-1} RT$$

При  $\xi = 0$  - течение заморозненное и уравнение превращается в уравнение Навье-Стокса в форме Коши:

$$\frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} = \text{div} \Pi,$$

а при  $\xi = 1$  - течение равновесное:

$$\frac{d\rho \bar{V}}{d\tau} = \text{div} \Pi - \frac{K+1}{K-1} P \text{grad} \ln P.$$

Представленные результаты были получены благодаря использованию основной фундаментальной гипотезы - гипотезы о сплошности рабочей среды, что позволило применить аппарат математической физики.

### Литература

1. В.В. Сычев. Дифференциальные уравнения термодинамики // М. Наука, 1981 г.
2. В.А. Кириллин, В.В. Сычев, А.Е. Шейндлин. Техническая термодинамика // М. Энергоатомиздат, 1983 г.

3. Дж. Серрин. Математические основы классической механики жидкости // М. изд. Иностранной литературы, 1963 г.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Закон пси от кси // Двигатель № 2, 2017 г.
5. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Энтропийные потоки и коэффициенты переноса // Двигатель № 4, 2017 г.
6. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Турбулентность реальных газов. Благородное уравнение газовой динамики // Двигатель № 1, 2017 г.
7. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Реновация второго начала и новый идеальный цикл // Двигатель № 5, 2017 г.
8. Н.В. Иноземцев. Основы термодинамики и кинетики химических реакций // М. изд. Военной Академии механизации и моторизации Красной армии им. И.В. Сталина, 1940 г.
9. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Четвертое начало термодинамики или первое начало термогазодинамики // Двигатель № 4-5, 2016 г.
10. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Вывод уравнения импульсов из начал термодинамики // Двигатель № 3, 2016 г.
11. Н.Ю. Кочетков. Разработка и верификация метода и программы расчета внутрибаллистических характеристик двигателей твердого топлива с двухсоставными зарядами для перспективных летательных аппаратов // Космонавтика и ракетостроение № 1, 2010 г.
12. Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность. Математический анализ релаксационных процессов // Двигатель № 3, 2020 г.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

## ИНФОРМАЦИЯ. Стенд Testbed 80 компании Rolls-Royce

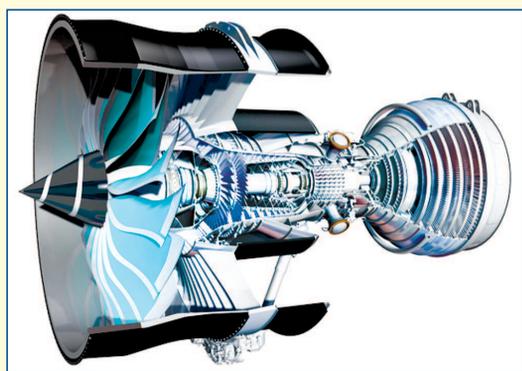
Компания Rolls-Royce приступила к испытаниям серийных авиационных двигателей на новом испытательном стенде Testbed 80, который является на сегодняшний день самым большим испытательным стендом в мире. Разработка и строительство стенда Testbed 80 велось в течение трех лет. На его создание было выделено 90 млн фунтов стерлингов. На этом стенде будут проходить испытания не столько серийные двигатели, сколько перспективные двигатели следующих поколений, в т.ч. серии UltraFan. На сегодня уже существует демонстрационный образец этого двигателя.

В этом двигателе турбина низкого давления приводит в работу только вентилятор через редуктор. Применение большого вентилятора с увеличенной степенью двухконтурности (до 15), редуктора и системы управления их работой позволило отказаться от применения в двигателе компрессора низкого давления. В итоге удалось при сохранении основных пара-

метров двигателя получить заметное снижение его массы, в т.ч. и благодаря облегченному вентилятору с лопастями из титаноуглеродного волокна.

Новый испытательный стенд Testbed 80 позволит контролировать в режиме реального времени более 10 тысяч различных параметров. Так, для измерения вибрации на двигатель будет устанавливаться большое число различных типов вибродатчиков, обнаруживающих вибрации частотой до 200 кГц. Впервые в мире в состав испытательного стенда вошла мощная рентгеновская установка, способная производить съемку внутренних элементов двигателя непосредственно во время его работы со скоростью 30 кадров в секунду.

На стенде Testbed 80 будут проводиться эксперименты по поиску синтетических аналогов традиционного авиационного топлива. Для этого стенд имеет баки для хранения разных типов топлива ёмкостью 140 тысяч литров и оборудование для их смешивания в различных пропорциях перед подачей топливной смеси в двигатель.



# АВИАНИЗИРОВАННЫЕ АВТОМОБИЛЬНЫЕ МОТОРЫ В ПРЕДВОЕННОМ СССР

(ОБЗОР ПО МАТЕРИАЛАМ  
ОТКРЫТЫХ СТАТЕЙ ИНТЕРНЕТА)

Александр Григорьевич Лиознов



Мотор Либерти (Liberty).  
Мощность-449 л.с. на 2000 об/мин.  
Сухой вес-383,3 кг. Удельная мощность по весу 0,87 кВт/кг

История применения автомобильных технологий в поршневом авиадвигателестроении началась с самых первых шагов авиации, когда еще пути развития авиационного и автомобильного двигателестроения не разошлись кардинально из-за принципиально различных требований к мощности, ресурсам, высоте, снижению удельной массы авиадвигателя и других, по большей части, потребительских качеств моторов. К этому списку различий прибавлялись (да и сейчас не игнорируются) экономические, технологические и организационно-мобилизационные задачи, которые в разные периоды и в разных странах приводили к тому, что на самолеты приходилось устанавливать автомобильные моторы в разной степени модернизированные под специфические требования авиации.

Первым примером решения задачи в короткие сроки - с опорой на имеющееся и уже развернутое производство, было создание американского мотора Либерти-12. С этого же мотора началось и развитие авиадвигателестроительного производства и в молодой республике Советов, где этот двигатель производился под маркой М-5. Разработка двигателя напрямую связана со вступлением США в Первую мировую войну в апреле 1917 года и обширной программой американской военной авиации. Отсутствие мощного современного авиадвигателя и стремление получить его в наикратчайшие сроки подвигло департамент авиационной промышленности Соединенных Штатов к активным действиям.

Двигатель не разрабатывался какой-то конкретной фирмой. В мае 1917 года, через месяц после того, как Соединенные Штаты объявили войну Германии, федеральная целевая группа, известная как "Совет по производству самолетов", вызвал двух ведущих конструкторов - Д. Винсента из Packard Motor Car Company в Детройте и Э. Дж. Холла из компании Hall-Scott Motor Co. (Калифорния) в Вашингтоне. Перед ними стояла задача как можно быстрее разработать авиационный двигатель, который мог бы конкурировать (а лучше - превосходить) двигатели Великобритании, Франции и Германии. "Совет" собрал Винсента и Холла 29 мая 1917 года в отеле Уиллард в Вашингтоне, где их обоих попросили остаться, пока они не сделают комплект основных чертежей. Спустя всего пять дней Винсент и Холл покинули отель с законченной конструкцией нового двигателя, в котором почти без изменений была принята схема с одним верхним распредвалом в каждом из двух рядов цилиндров и приводом клапанного механизма через коромысла. В июле 1917 года восьмицилиндровый прототип, собранный на заводе Packard в Детройте, прибыл в Вашингтон для испытаний, а в августе 12-цилиндровая версия была испытана и одобрена.

В конструкции и оборудовании двигателя использовались мно-

гие элементы и технологические приемы, применявшиеся в автомобильной промышленности того времени, например, по-автомобильному была выполнена система зажигания. При этом одним из основных требований стала полная взаимозаменяемость частей, позволявшая выпускать мотор на разных предприятиях. Уже в том же, 1917 году массовое производство "Либерти" развернулось на заводах "Форд", "Паккард", "Линкольн", "Кадиллак", "Мармон". Позднее, число предприятий, освоивших этот двигатель, возросло до 12. Всего в период с 1917 по 1919 годы американские заводы выпустили более 20 000 экземпляров мотора, обоснованно считавшегося одним из самых мощных и надежных авиационных двигателей своего времени.

Переизбыток после окончания войны этих авиамоторов на складах в США позволил закупить СССР около 2000 шт. (частично бывших в употреблении), в том числе и для планировавшегося развертывания производства танка БТ-2 на базе опытного шасси М.1931 конструктора Дж. У. Кристи. Уже летом 1924 г. НКВТ (Внешторг) получил задание ввезти 250 моторов "Либерти". К 12 сентября на склады поступили уже около 100 таких двигателей. В Америке сначала разместили заказ на 106 "Либерти", а в январе 1925 г. заказали еще 400 штук. Закупки этих моторов в Америке продолжались более шести лет. Кроме этого, у фирм "Паккард" и "Атлас" в 1928-1929 годах приобретали детали для моторов М-5, выпускавшихся в СССР, в частности, коленчатые валы.

Окончание карьеры Liberty пришлось на Вторую мировую войну, где его английская копия фирмы Nuffield мощностью 340 л.с. устанавливалась на множество британских танков.

Уже в конце 1922 г., по имевшемуся изношенному трофейному образцу мотора "Либерти" на московском заводе, собиравшему с 1912 г французские моторы "Гном-Рон" и переименованному в декабре 1918 года в завод "Икар" - государственный авиазавод № 2 ГАЗ № 2 (не путать с Горьковским автозаводом!), был выпущен комплект рабочих чертежей мотора в метрической системе мер. Это, естественно, потребовало большого числа поверочных расчетов. Были разработаны система допусков и посадок, технологии изготовления и сборки деталей и узлов, изготовлен режущий и мерительный инструмент и приспособления.

Работа по выпуску документации и подготовке производства велась под руководством конструктора А.А. Бессонова и главного инженера завода М.П. Макарука. Характерной особенностью мотора было применение системы зажигания "Делько-Реми" по типу автомобильных систем, т. е. без магнето, применение которых для авиационных моторов было типовым. При запуске мотора и работе его на малом газу, система работала от аккумуляторной батареи, а при рабочих оборотах - от генератора постоянного тока. Насколько известно, это был единственный серийный авиамотор с такой системой зажигания. Само собой, зажигание было двойным - с двумя свечами на каждом цилиндре.

Первый мотор прошел государственные испытания в декабре 1923 г., а первая партия моторов была принята комиссией в 1924 г. В серийное производство мотор был запущен на заводе "Икар" (ГАЗ М-2) и ленинградском "Большевик" (бывш. Обуховском) под обозначением М-5-400 (впоследствии М-5).

Двигатели М-5 находились в производстве несколько лет, эксплуатировались до 1932-1933 годов. Они устанавливались на самолетах-разведчиках Р-1, МР-1 и Р-3 и истребителях: И-1 Поли-

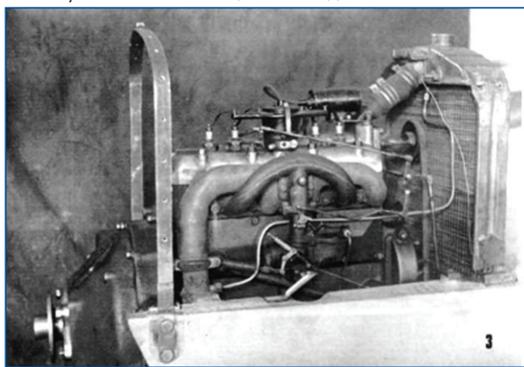
карпова и И-2 Григоровича. Также, выработавшие свой ресурс в авиации М-5 использовались в лёгком танке БТ-5. Только для поставки на самолетостроительные заводы было изготовлено около 3200 двигателей.

Этот опыт видимо и привел конструктора Горьковского автозавода Евгения Владимировича Агитова к идее использования серийного автомотора на аэросанной и авиационной технике.

К моменту начала производства в 1927 г. самый массовый и, если не единственный авиомотор М-11 отечественной разработки при мощности в 100 л.с. обладал ресурсом аж в 50 часов (в 1932 г. он достиг 200 ч на модификации М-11В и к 1936 г - 400 ч на модификации М-11Д), что давало законный повод для гордости в годы первых пятилеток, но и вызвало немалые нарекания у эксплуатантов. Но и этих моторов не хватало для всех потребителей.

Необходимость массовой подготовки пилотов ставилась на повестку дня уже в начале 30-х гг. и вопрос о необходимых для страны объёмах производства и стоимости двигателя, так и наличия и стоимости авиатоплива делала его принципиальным.

Одной из главных причин, сдерживающих развитие массовой спортивной авиации в СССР в середине 1930-х годов, считалось отсутствие маломощных авиадвигателей. В качестве решения проблемы предлагалось использовать автомобильные моторы, которые, будучи в 5-6 раз дешевле, чем авиационный М-11, потребляли к тому же значительно меньше топлива. Кроме того, весьма заманчивым представлялось использовать вместо высокооктанового и дорого-



Двигатель "Газ-А", устанавливавшийся на аэросанях "ГГАТ"

го авиационного обычный автомобильный бензин. Однако существенным препятствием для установки автомоторов на самолеты являлся их слишком большой вес.

Создание аэросаней и самолетов с автомотором стало не последней задачей. Из множества построенных в 20-е и 30-е годы прошлого века в нашей стране аэросаней с автомотором только сконструированные М.В. Веселовским были доведены до стадии серийного производства. Партию аэросаней под маркой "ГГАТ" построил Горьковский государственный авиатехникум ГВФ. Средства на постройку зимой 1933 - 1934 гг. первых двух аэросаней были собраны низовой ячейкой Автодора.

Собравшись в неформальной обстановке, А.А. Смолин, рассчитавший винт для аэросаней (к этому моменту - он учился на заочном отделении Горьковского Политехнического института, а его дипломным проектом и стал собственно будущий самолёт КСМ), заместитель главного конструктора ГАЗа Е.В. Агитов, начальник мастерских техникума и он же - конструктор аэросаней "ГГАТ" М.В. Веселовский обсудили результаты установки автомотора на аэросани, кои есть (в приближении) бескрылый самолёт. Если автомотор прижился на "самолете с подрезанными крыльями", то и на крылатом ему решили найти место.

Однако одного лишь желания и даже самых высоких устремлений явно было мало. Ведь для успешной реализации начинания требуются три вещи: деньги, ещё деньги и ещё раз деньги (а вовсе не только для войны, как говаривал Людовик XII), а про квалификацию и энтузиазм говорить не приходится - они были в нали-



Евгений Владимирович Агитов

тии. Как и в случае с аэросанями, госбюджетных ассигнований не предвиделось, посему необходимую сумму собрали автозаводские комсомольцы, как выяснилось, люди тоже не чуждые высоких порывов. И 3 августа 1934 г. ГАЗ и Горьковский авиатехникум заключили договор на постройку Колхозного Самолета (КС) с автомотором к 1 ноября и окончание доводки к 31 декабря.

Проект КС выполнил А.А. Смолин. В постройке КС и выполнении отдельных расчетов участвовали Н.А. Куняев, Е.И. Малеханов, В.А.Зверев и другие.

Параллельно с постройкой самолета на ГАЗе велись работы над авиаверсией мотора ГАЗ-А. Мотор получил название "ГАЗ-Авиа". К тому времени название Колхозный Самолёт (Маломощный) - КС(М) стали расшифровывать как Коммунистический Союз Молодежи - КСМ.

Хотя в самом техникуме объективных препятствий к работе новоявленных авиаконструкторов не наблюдалось, бурная деятельность Веселовского и Ко не вызвала положительных эмоций у ряда неадекватно функционировавших начальников ГВФ.

С подобной же проблемой сталкивался и коллектив Воронежск-

Объяснялось это тем, что сотрудники столичной организации, также входившей в систему ГВФ, выполняли свои НИОКР по строительству глссеров и аэросаней (аэросаней А-3, ОСГА-8, ОСГА-10) за счет госбюджетных ассигнований. Веселовский же оперировал привлеченными средствами - деньги на постройку первых аэросаней его конструкции были собраны горьковскими комсомольцами, а потому он не был связан жесткими условиями. В свете успехов провинциального техникума достижения крупного НИИ выглядели весьма скромно. Аэросани ОСГА-8, построенные с использованием стального воздушного винта на испытаниях даже не двинулись с места.

Вот и руководство ГВФ под разнообразными предлогами стало всячески тормозить и запрещать выполнение работ в авиатехникуме. "Раздавить" новоявленные таланты надлежало как можно быстрее и до того, как будут видны ещё более очевидные результаты их деятельности, которые запросто могли вызвать нежелательные оргвыводы со стороны партийных инстанций, а там можно было ждать и проявления интереса со стороны компетентных органов.

Как принято в подобных случаях, было решено обратиться в вышестоящие инстанции и контролирурующие органы, что Веселовский и сделал, "покатив бочки" на вышестоящее начальство, "губившее на корню талантливые начинания". Писал, сообщал и требовал принять меры...

Постепенно в конфликт оказалась вовлечена "тяжёлая артиллерия", поскольку одно из посланий легло на стол Начальника ВВС Якова Алксниса. Результаты, достигнутые при вводе в бой "стратегических резервов" превзошли все ожидания Веселовского, поскольку Алкснис, несомненно, относился к числу людей, мыслящих по государственному. В результате 20 ноября 1934 г. в письме №2/01847 он отметил руководителю ГВФ Уншлихту необходимость обеспечить возможность достройки самолета. Поскольку ГВФ уже тогда рассматривался в качестве резерва ВВС РККА, то возражений, естественно, не последовало. С аналогичным пожеланием выступил и зампред ОСОАВИАХИМа А.Ф. Боярский.

После этого Уншлихт культурно, но требовательно, указал должное место не в меру зарвавшимся подчиненным. Таким образом, работы по самолету прикрыть не удалось, тем более, что, основным доводом Веселовского было требование сравнивать полученные результаты работ, а равно и суммы, на них затрачиваемые.

кого авиатехникума во главе с авиаконструктором А.С. Москалевым, строившим в это время самолёт САМ-5.

Параллельно с постройкой самолета на Горьковском автозаводе велись работы над авиаверсией мотора ГАЗ-А. Мотор получил название "ГАЗ-Авиа". На ГАЗе была произведена его коренная реконструкция. Согласно сохранившемуся документам:

1. Чугунная головка цилиндров заменена алюминиевой с изменением степени сжатия с 4,2 до 5,6.

2. Поршни видоизменены для повышения прочности при помощи исключения горизонтальных и вертикальных прорезов и установления соответствующего зазора между цилиндром и поршнем.

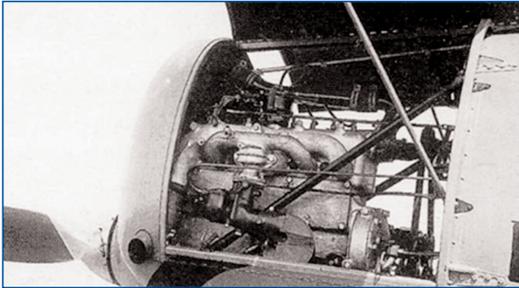
3. Для установки винта введен дополнительный валик, соединенный с фланцем коленчатого вала. Тянущее усилие винта воспринимается подшипником, установленным в корпусе стального носка мотора.

4. Смазка коренных подшипников улучшена введением разводки масла при помощи отдельных трубок для каждого коренного подшипника, при положении самолета на земле с опущенным хвостом, смазка первого (от носка) шатуна обеспечивается подачей масла через специальную трубку, установленную против заборного черпака шатуна.

5. Установлено двойное зажигание путем дублирования приборов зажигания.

6. Установлена бензопомпа автомобильного типа, работающая от

эксцентрика кулачкового вала.  
7. Установлен привод к тахометру".



Мотор ГАЗ-авиа

Прежде чем быть установленным на самолёт, мотор ГАЗ-Авиа (заводской № 145409) прошел испытания на стенде в экспериментальном цехе ГАЗа, показав при 1800 об/мин мощность 46,5 л. с.

Двигатель должен был вращать стальной воздушный винт диаметром 2 м и шагом 1,2. Пропеллер изготавливался по достаточно сложной технологии: сначала на "Красном Сормове" делали поковки, а после вручную доводили напильниками. Далее наступала очередь полировки.

Инженер-летчик К.А. Калилец провел в НИИ ВВС с декабря 1935 г. по январь 1936 г. гос. испытания КСМ-1.

По итогам испытаний было составлено следующее заключение:

"1. Произведенные в НИИ ВС РККА испытания самолета КСМ-1 с мотором ГАЗ показали полную возможность применения автомотора ГАЗ в авиации.

2. В предъявленном виде опытный КСМ-1 вследствие, главным образом, перетяжеления самолета имеет низкие лётно-эксплуатационные данные и в таком виде не может служить образцом для серийной постройки.

3. Мотор ГАЗ установленный на самолете обладает:

а) большой надежностью работы (в том числе на трех сортах топлива),

б) простотой эксплуатации (обслуживание его не требует спецподготовки авиатехников),

в) большой экономичностью,

г) возможностью получения больших серий.

Поэтому считать необходимым построить под этот мотор новый самолёт с меньшим полетным весом по специальным требованиям, составленным НИИ ВС.

4. Для накопления большого опыта в эксплуатации ВМГ с мотором ГАЗ считать необходимым поставить этот мотор на существующие уже легкие самолеты Грибовского и Яковлева.

Нач. НИИ ВС РККА Бажанов.

Нач. 1-го отдела Петров".

Машину вернули в Горький, где она использовалась в качестве "опытовой" до самого начала Великой Отечественной войны.

При утверждении отчета по испытаниям Начальник ВВС РККА Яков Алкснис предложил Главному Управлению авиапромышленности построить два новых самолета типа КСМ-1, при этом максимально облегчив конструкцию.

В дальнейшем заказ переадресовали Осоавиахиму, один самолёт построили и испытывали вплоть до аварии, случившейся в 1940 г. Двигатель и к этому самолету соответствующим образом был доведен и облегчен Е.В. Агитовым. В результате мощность возросла с штатных автомобильных для ГАЗ-А сорока "лошадей" до 52 л.с. при общем весе 140 кг.

Словом, в предъявленном виде военным КСМ-1 не понравился: и скорость маленькая, и тяжел на подъем.



Самолёт КСМ-1 с мотором ГАЗ-авиа

Однако даже у хорошей хозяйки первый блин получается не всегда удачным. Что же говорить про подлинно пионерное инженерное начинание! Хотя выводы по результатам испытаний были

неоспоримы, военные отметили главное - предельно простой и дешевый в эксплуатации самолёт как нельзя лучше подходил для тренировки будущих летчиков - обучению выполнению элементарных эволюций, когда нет надобности в больших скоростях, пилотаже и полётах выше облаков. Помимо машины первоначального обучения, самолёт мог использоваться и в качестве связного, где также не требовались выдающиеся лётные данные.

Кроме того, Начальник ВВС Алкснис 2-го апреля 1936 г. утвердил требования на "самолёт войсковой связи и сопровождения под автомотор ГАЗ", за разработку коего взялся конструктор Грибовский, специально для сей цели командированный ОСОА-ВИАХИМом в Горький. Владислав Константинович то время руководил Московским КБ ОСОАВИАХИМа (МКБ ОАХ) и в основном занимался планерами.

Вскоре в колесном цеху завода ГАЗ соорудили выгородку, за которой и разместилось "Отделение Опытного Авиастроения ГАЗ", а свой будущий самолёт Грибовский назвал Г-23.

Это был двухместный свободнонесущий моноплан с нижним расположением крыла. Крыло - однолонжеронное (лонжерон расположен на 25% хорды крыла). Профиль крыла - ЦАГИ Р-III, с толщиной у корня 16% и несколько меньшим на законцовках. Корневая часть, законцовки и носок крыла до лонжерона обшивались фанерой. Для жесткости обшивка носка подкреплялась пятью стрингерами. Остальная часть крыла имела полотняную обшивку. Нервюры - ферменного типа из реек. Элероны - с фанерной обшивкой, они крепились к вспомогательному лонжерону.

Работами по двигателю по-прежнему руководил Е.В. Агитов. В результате реконструкции был получен мотор ГАЗ(М)-60, который являл собою практически новое изделие, лишь по отдельным узлам унифицированное с базовым. Иными словами, была произведена глубокая модернизация. Новая силовая установка имела следующие отличия от базовой модели:

1. Степень сжатия увеличена с 4,6 до 5,6.

2. Чугунная головка блока заменена алюминиевой.

3. Увеличено проходное сечение всасывающих труб.

Надёжность работы:

1. Улучшением смазки подшипников, увеличением давления масла.

2. Увеличением прочности стандартных поршней.

3. Установлением двойного зажигания.

Уменьшение веса:

1. Высверливание шейки вала.

2. Обточены и отфрезерованы контрбалансы.

3. Всасывающие трубы изготовлены из алюминиевого литья.

4. Головка блока сделана алюминиевой.

Специальные переделки.

1. Установлен носок коленчатого вала для втулки винта.

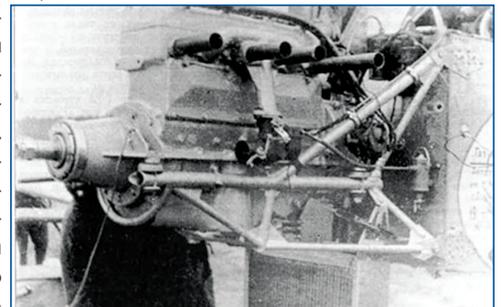
2. В картер носка коленчатого вала установлен опорный подшипник для восприятия тянущих усилий винта.

3. Установлена из алюминиевого сплава крышка распределения для монтажа двух дистрибьюторов динамо-машины, водяной помпы и привода к счетчику оборотов.

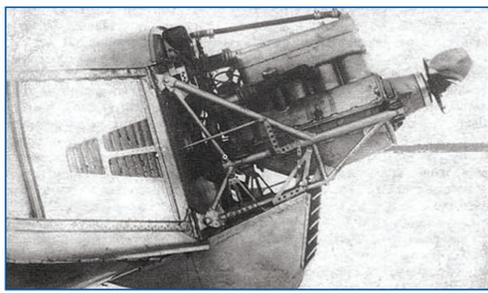
В качестве основы силовой установки использовался четырехцилиндровый двигатель ГАЗ-М-1 от автомобиля М-1 (в просторечии - "Эмки"), оснащенный стальным воздушным винтом диаметром 2 м. Этот двигатель также доводился инженером Е.В. Агитовым.

При весе 120 кг его мощность еще увеличили - с 52 до 57 л.с. при оборотах до 2800 об/мин.

Дальнейшее повышение мощности требовало использования более высокооктанового бензина, поэтому решили остановиться на достигнутых показателях - иначе все преимущества применения дешевого мотора просто испарились бы.



Двигатель ГАЗ-М-60 (ГАЗ-М-1 от автомобиля М-1)



Силовая установка Г-23 - ГАЗ М-60

Надо сразу оговориться, что автомат ГАЗ-М-1 (как и ГАЗ-М и ГАЗ-ММ) являлся прямым потомком мотора ГАЗ-А, то есть, появився в результате его коренной переделки. Двигатель вышел предельно теплонапряженным.

Резерв дальнейшей модернизации и совершенствования был практически полностью исчерпан.

Изготовление Г-23 завершилось 15 августа 1936 г., а спустя две недели на аэродроме заводского аэроклуба состоялся его первый полет. После заводских доводок, которые касались в основном двигателя, самолёт в декабре 1936 г. передали на испытания в НИИ ВВС.

До февраля 1937 г. Г-23 облетали В.А. Степанченко, М.А. Нютиков, П.М. Стефановский и ряд других летчиков-испытателей.

В результате был сделан вывод, что из-за малой скороподъемности на взлёте Г-23 не может быть рекомендован в качестве учебно-тренировочной машины. Предлагалось продолжить совершенствование как самолета, так и двигателя.

Осенью 1937 г. Грибовский получил задание на дальнейшую доработку Г-23. Вносимые изменения включили в себя удлинение фюзеляжа на 400 мм, увеличение поперечного V крыла и площади вертикального оперения, переделку шасси под колеса меньшего диаметра и др. Все работы по Г-23бис велись на Планерном заводе в Тушино. Построили самолёт к лету следующего 1938 г.

К этому времени окончательно разрешился вопрос с мотором: ГАЗ начал освоение нового шестицилиндрового двигателя ГАЗ-11, который при сравнительно близких с прежним удельных массово-габаритных характеристиках будет обладать исходной мощностью 76 л.с. и иметь изрядный резерв для модернизации. Его и решили установить на самолёт. Однако мотора пока еще не было и поэтому на самолёт Г-23бис временно установили мелкосерийный мотор М-11Е (взл. мощность 180 л.с., вес 180 кг). С этим мотором самолёт успешно прошел заводские испытания.

В период 24-27 июля 1937 г. самолёт Г-23 принял участие в гонках спортивных самолётов по маршруту Москва-Севастополь-Москва. Для увеличения продолжительности полёта до восьми часов в передней кабине установили дополнительный бензобак, превратив тем самым самолёт в одноместный. Вырез кабины прикрыли специальным дюралевым щитом-обтекателем.

За 21 час летного времени летчик Гродзянский полностью выполнил условия перелёта, преодолев 2584 км пути со средней скоростью 123 км/ч. При этом особо отмечалась надежная и безотказная работа двигателя в ходе всего перелёта.

Агитов еще 18 мая 1937 г. писал Грибовскому о перспективном шестицилиндровом моторе, подразумевая возможность его установки на самолёт. Однако тогда квалификация ГАЗовских конструкторов еще не позволяла им самостоятельно, так сказать, с чистого листа, провести весь комплекс необходимых научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ.



Г-23 - на испытаниях зимой 1937 г.

Создание нового мотора имело общегосударственное значение, поэтому проблемой было озабочено и государственное, и отраслевое руководство. Однако тогда квалификация ГАЗовских конструкторов еще не позволяла им самостоятельно, так сказать, с чистого листа, провести весь комплекс необходимых научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ.

Правительство совещалось, спрашивало мнение специалистов, и к июлю 1937 г. нашло выход. Развивать идею первых лиц государства надлежало примерно таким образом: НКВД по своим каналам приобретает чертежи и технические условия на мотор, отечественные конструкторы и технологи переосмысливают документацию, приводя ее к отечественным стандартам, а новые технологические процессы, иные марки сплавов, нормы времени и др. внедряются на производстве. Но получить чертежи на мотор, высчитать химический состав сплавов, технологию изготовления узлов и т. п. - это была только половина дела. Всю эту технологию надо суметь воспроизвести. Воспроизвести творчески, чтобы иметь возможность сделать следующий шаг. Шаг, который уже будет самостоятельным. Во всяком случае самостоятельным мыслями.

Партия и Правительство смотрели в будущее с оптимизмом, поэтому на 1938 г. ГАЗу была утверждена программа выпуска в 7000 моторов, названных ГАЗ-11. Итогом этого решения Правительства стало письмо №С0-2049, отправленное В.М. Молотовым 3 июля 1937 г. Наркому внутренних дел тов. Н.И. Ежову и Наркому Финансов тов. Г.Ф. Гринько. В нем сообщалось, что СНК разрешает НКВД получить за 25 тыс. американских долларов комплект чертежей мотора "Додж" выпуска 1937 г., а НКФину надлежит выделить на это средства. Конечно "буржуинский" двигатель не был архисекретным, но новые, и, тем более, перспективные, разработки имеют высокую коммерческую ценность, защищаются патентами и общедоступными быть не могут.

Уже 5 сентября 1937 г. нарком Ежов писал Председателю Совета Народных Комиссаров СССР В.М. Молотову: "Направляю Вам фирменные рабочие чертежи 6-ти цилиндрического авто-мотора "Додж" американской фирмы "Крейслер". Чертежи добыты во исполнение распоряжения СНК... и содержат в себе все основные детали этого мотора, что исчерпывает примерно 85% полученного нами задания. Данный комплект чертежей содержит все изменения, внесенные Фирмой в конструкцию мотора в апреле 1937 г. и они позволяют приступить к немедленному производству мотора "Додж" у нас. Недостающие чертежи будут добыты в ближайшее время. Прилагается согласно описи - 59 фирменных чертежей".

Однако промышленности требовалось 100% чертежей, в связи с чем, Нарком оборонной промышленности М.М. Каганович (брат Л.М. Кагановича) 15 ноября 1937 г. писал: "В комплекте полученных от Вас рабочих чертежей 6-ти цилиндрического авто-мотора "Додж" американской фирмы "Креслер" отсутствует целый ряд чертежей и технической документации необходимых для постройки у нас такого мотора. Прилагая при этом список требуемого дополнительного материала, прошу Вашего распоряжения на приобретение их в возможно короткий срок".

Новые материалы, но все еще не исчерпывающие всего объема, были получены только к 20 ноября 1937 г., в связи с чем Н.И. Ежов направил письмо №62110 на имя председателя Правительства В.М. Молотова: "Во исполнение задания мной были направлены Вам, 5 сентября добытые нами чертежи 6-ти цилиндрического автомотора "Додж" американской фирмы "Крейслер". В дополнение к этому техническому материалу нами добыты недостающие рабочие чертежи и некоторые спецификации этого мотора. Прошу дать согласие на отправку этого материала непосредственно директору Горьковского автозавода им. Молотова т. Дьяконову. Недостающие чертежи общего вида мотора и общих видов отдельных узлов будут присланы дополнительно в ближайшее время. Прилагается опись добытых материалов по мотору "Додж"..."

Руководимый Е.В. Агитовым коллектив горьковских двигателестроителей к процессу привнесения на советскую техническую почву очередной партии американских ростков двигателестроения после получения первых же материалов подошел творчески. Недостающие чертежи деталей были "додуманы". Мотор был полностью "пересчитан", что было не так просто, как может показаться на первый взгляд. К примеру, размер в "1 point" при пересчете оказывается равным 0,351 миллиметра. Изготовить деталь с такой точностью в то время можно было лишь теоретически. Посему размеры приходилось округлять до более "удобоваримых" параметров. Но если где-то убыло, значит, в другом месте прибыло. Посему габариты элементов надо трансформировать так, чтоб размерная цепь замкнулась, и рабочий цикл механизма (системы) не нарушился. В результате проведенной работы оказалось, что "по своим основным показателям шестицилиндровый двигатель стоит на уровне последних достижений американской автомобильной техники".

По мнению самих разработчиков, двигатель являлся "оригинальной конструкцией", т.к. в его основу была "положена одна из массовых американских моделей, но вместе с тем, наш двигатель не является копией американского".

В конструкцию ГАЗ-11 были внесены следующие изменения в сравнении с американской моделью "Додж-Д-5":

1. Сконструирована масляная система с плавающим маслоприемником в крышке масляного насоса и со 100 % фильтрацией масла.
2. В приводе к распределительному валу цепная передача заменена зубчатой с текстолитовой ведомой зубчаткой.
3. Перенесён упорный подшипник коленвала наперед, что упрощает конструкцию вкладышей и дает возможность перейти от бо-

ле дефицитного оловянистого баббита к свинцовистому при изготовлении вкладышей.

4. Кроме того, введены оксидация поршней и поверхностная закалка рабочих поверхностей коленчатого и распределительно-го валов и ряд мелких улучшений конструкции, повышающих значительно износостойкость деталей, долговечность и надежность работы двигателя".

Пришлось немало потрудиться и при освоении в производстве новых сплавов. Применявшийся для поршней американский алюминиевый сплав имел меньшее, по сравнению с ГАЗ-М-1, содержание меди и больший процент кремния для уменьшения теплового расширения.

О величине проведенных работ можно судить хотя бы по следующему примеру: рабочий объем ГАЗ-11 составлял 3480 см<sup>3</sup>, а "Дождь Д-5" - 3560 см<sup>3</sup>.

ГАЗ-11 был спроектирован в "длинноходном" и "короткоходном" вариантах. Последний был менее мощным. В основной модификации ГАЗ-11 имел диаметр и ход поршня 82 и 110 мм соответственно. Мощность мотора с чугунной головкой и степенью сжатия 5,0 составляла 76 л.с. при 3400 об/мин, а с алюминиевой головкой и степенью сжатия 6,5 при 3600 об/мин - 85 л.с.

В сравнении со старым мотором семейства М-1 ГАЗ-11 имел лучшие уравновешенность инерционных сил и равномерность крутящего момента - принципиальное преимущество рядной "шестёрки"!

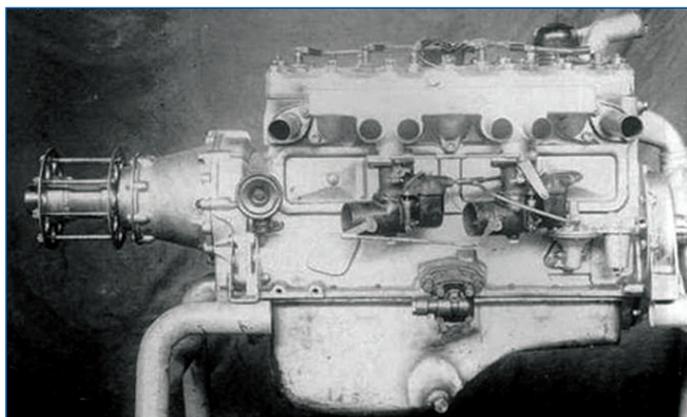
Коленчатый вал был четырехопорным, а точность обработки его шеек составляла 0,012 мм. Их поверхность закаливались на глубину 3 - 4 мм с помощью специальной установки ТВЧ до твердости 600 единиц по Бринелю. Такая высокая твердость сделала вал "почти вечным", исключая необходимость в частой перешлифовке при ремонтах.

Блок цилиндров, отлитый за одно целое с верхним картером, для снижения температуры масла снабжался водяными рубашками по всей длине зеркала цилиндров. Водяной насос поставлен перед радиатором, а не за ним, как в более ранних моделях, т.е. насос нагнетал холодную воду в блок, вместо того, чтобы откачивать горячую.

В ГАЗ-М-1 из-за разрежения, создаваемого насосом в наиболее нагретых верхних частях рубашки блока цилиндров двигателя образовывались паровые каверны, приводившие к нарушению циркуляции жидкости и местным перегревам. В систему охлаждения введен термостатический управляемый клапан, поддерживающий температуру двигателя на должной высоте. Если температура воды в рубашке оказывалась невысока, то термостат перенаправлял воду из верхней части двигателя в нижнюю, полностью или частично выключая радиатор из цепи циркуляции воды.

Карбюратор с перевернутым потоком типа "Стромберг" снабжался новейшими по тому времени устройствами - ускорительным насосом и "экономайзером, управляемым вакуумом во всасывающей трубе". Экономайзер допускал "применение наиболее бедных регулировок карбюратора без провалов на переходных режимах".

Уже к лету 1938 г. опытные образцы мотора были испытаны на



Двигатель ГАЗ-11

стенде, автомобилях, самолетах У-2 и УТ-2 аэроклуба ГАЗ. Мотору сразу нашлось место на перспективных военных и гражданских автомашинах, аэросанях, мелких судах и самолете, арт-тягаче и др.

Однако, при внедрении мотора в производство возникли многочисленные технологические трудности и выявилось множество "детских болезней", лечение которых продолжалось практически до самого начала войны.

По партийной линии материалы "авианизации" достигли руководителя автопрома Лихачева, главы авиапрома М.М. Кагановича и наркома обороны К.Е. Ворошилова, который своей властью распорядился изготовить опытную партию в 10 единиц "авианизированных" двигателей ГАЗ-11.

В отличие от прежних, новый мотор был практически полностью унифицирован с базовым. Автомобильные коробка скоростей и сцепление на самолётном моторе уступили место редуктору из пары цилиндрических шестерен заключенных в картере. Ведущая - на фланце коленвала, ведомая - на валу винта. От ведомой шестерни осуществлялся привод к мотоциклетному генератору Г-10. На болтах, соединяющих корпус редуктора с мотором, крепились передние кронштейны для установки мотора на самолете. В задней части мотора была крышка распределительных шестерен, несущая привод к тахометру, водяную помпу, вторую пару установочных кронштейнов мотора. Картер снабжался диафрагмой для предотвращения заливания маслом цилиндров при выполнении фигур высшего пилотажа. Мотор имел водяное охлаждение и снабжался радиатором, аналогичным автомобильному. Мощность "авианизированного" мотора составляла 85 л.с., потому он иногда назывался ГАЗ-85.

В середине 1939 г. новый "Г-23бис" перегнали из Тушино в Горький, где на автозаводе вместо ГАЗ М-60 установили двигатель ГАЗ-11 мощностью 92 л.с. (именно такая мощность указывалась лично В.К. Грибовским - но к этому времени шестицилиндровый М-11 был форсирован только до 85 л.с.). Самолёт стали именовать "Г-23бис ГАЗ". С новой силовой установкой самолёт развивал на заводских испытаниях максимальную скорость - 165 км/ч, крейсерскую - 140 км/ч.

Г-23бис ГАЗ передали в Центральный аэроклуб, где он эпизодически совершал полеты до 8 сентября 1940 г. В этот день "летчик Н. Федосеев разогнал самолёт со снижением, и при подъеме с боевым разворотом у самолета разрушилось крыло".

Комиссия определила, что из-за ненадлежащей эксплуатации и хранения на открытом воздухе "попавшая внутрь влага привела к нарушению клеевых соединений, что явилось следствием его разрушение при больших перегрузках".

Помимо Г-23бис ГАЗ в Отделении опытного авиастроения на имевшихся самолетах У-2, УТ-2, УТ-1 и КСМ-1 с автомобильными двигателями были также установлены шестицилиндровые моторы.

25 июня 1939 г. был составлен акт с краткими результатами проведенных И.А. Квасовым заводских испытаний КСМ-1 с ГАЗ-11-85.

О результатах заводских испытаний КСМ-1 и его собратьев с ГАЗ-11 доложили первым лицам государства, кои не замедлили отреагировать 29 июля 1939 г. сразу двумя совершенно секретными постановлениями правительства.

Надо заметить, что в руководстве страны весьма серьезно думали о долгосрочной перспективе, а применение автомотора открывало весьма заманчивые горизонты. Это дешёвый, пусть не сию секунду (а, эдак, через полгода) созданный, массовый народнохозяйственный самолёт и дешёвый массовый учебный самолёт - летающая парта для новичков, дешёвый и массовый исполкомовский самолёт... Словом, при не самых космических затратах вложение полностью должно было себя оправдать, в перспективе. Тем более что в "буржуинстве" уже имелись удачно летающие самолёты с автомотором. Что же касается аэросаней с авиамотором, то там такое неэкономичное средство передвижения было вообще редкостью. И на Аляске, и в Канаде "наземная авиация" (аэросани) использовала, в основном, разные автомобильные двигатели марки "Форд".

Постановление № 241сс указывало на необходимость спроектировать, построить и предъявить на гос. испытания к декабрю 1939 г. самолёт с мотором ГАЗ-85, со следующими характеристиками:

"Скорость максимальная у земли - 120-130 км/ч, скорость посадочная - 50 - 60 км/ч, дальность на 0,9 максимальной скорости -



Г-23 бис ГАЗ

500 км, потолок - 5000 м" (см. Таблицу 1).

В Постановлении №242сс, вышедшем в тот же день, говорилось:

"1. Считать, что на ближайший период времени, самолётами первоначального обучения летного состава в аэроклубах и школах ВВС остаются самолёты У-2 и УТ-2. В дальнейшем в целях удешевления производства самолётов и стоимости обучения, самолёты У-2 и УТ-2 должны быть заменены самолётами с автомобильным мотором или с дизелем.

2. Обязать НКАП и НКО разработать условия и объявить не позднее 1-го сентября 1939 г. конкурс на создание двухместного самолёта, по типу У-2, с мотором 70-80 л/с работающим на автомобильном бензине, для первоначального обучения лётного состава в АК и школах ВВС."

Постановления были дополнительно подкреплены приказом НКАП №201сс. Самолёт был назван УПО-2 - учебный первоначального обучения, второй тип А.А. Смолина. К "основному" номеру приписывался "порядковый". Так появились названия УПО-21 и УПО-22 для летавших образцов.

Вал винта как бы "протыкал" радиатор оригинальной конструкции. В целом, самолёт имел предельно простую, даже примитивную конструкцию. Такие машины могли стать массовыми, будучи просты в производстве и эксплуатации.

Предполагавшийся проектом мотор ГАЗ-11 на промышленном образце уступил место американскому двигателю "Додж" с заводским № 633329-9.

Моторы ГАЗ-11 еще были капризны в работе, и даже малейшая неисправность двигателя могла отрицательно повлиять на судьбу опытного самолета, а к надежности заокеанского "пламенного сердца" претензий не было, потому на УПО-21 был установлен "Додж" (заводской № 633329-9), что привело к увеличению полной длины на 20 мм. Остальные параметры прежние.

Мотор наработал в воздухе (не на самолёте А.А. Смолина - а на одном из самолетов Отделения опытного авиастроения) 30 час. 45 мин. и на земле 62 часа. Прежде чем попасть на борт УПО-21 дви-



УПО-2 — учебный первоначального обучения

гатель был тщательно обследован. Дефектов не обнаружилось.

12 ноября Смолин и Квасов полетали на УПО чуть более 20 минут. 13 ноября выполнен был часовой полёт, а после Квасов уже в одиночку в течение 24 минут выписывал на УПО-21 виражи и восьмерки.

Очередной полёт назначили на 19 ноября 1940 г. Полётное задание предполагало выполнение трёх петель и достижение скорости в 250 км/ч. Архангельский, Курепин и Михт готовили машину к полёту. Рядом с машиной постоянно находился Б.А. Смолин. По готовности А.А. Смолин и И.А. Квасов забрались в УПО-2. Квасов, сидевший в передней кабине, погасовал чуть более 7 минут и повел машину на взлёт. В 12:30 самолёт оторвался от земли. Погода была великолепная, и в небе над заводом кружилось с полдюжины самолётов. Но Б.А. Смолин смотрел лишь на УПО-2. Борис наблюдал, как самолёт поднялся в небо и начал делать разворот, и вдруг, УПО с затихшим двигателем повис на мгновение "пугающим углом" и, перевернувшись через крыло, рухнул на землю в 300 м от заводского аэродрома возле железнодорожного полотна.

Уже 21-го числа причиной аварии определили маленький топливный краник, призванный перенаправить бензин из основного бака в расходный бачок. На всякий пожарный случай краник надлежало закрывать, а прогрев мотора и т. п. мероприятия осуществлять за счет бензина из расходного бачка. Перед взлетом краник надлежало открыть, так бензин из главной емкости поступал в расходный бачок, а оттуда питал мотор. Ввиду "хитрости" расположения, летчик не мог из кабины проконтролировать положение ручки краника, но это надлежало сделать технику-мотористу, каковым был не допущенный на завод в этот день Зильперт. Сразу трое присутствовавших на испытаниях и брат Смолина ничего подозрительного не заметили...

Второй лётный экземпляр УПО-2 (УПО-22) также с мотором иностранного происхождения облетывал уже М.Л. Галлай. С началом войны самолёт решили отправить в Казань, где его следы теряются. Хотя доводку двигателя и не прекратили, а самолеты КСМ-1, УТ-2 ГАЗ и У-2 ГАЗ с автотомоторами летали практически до самого начала войны, но обучение пилотов по-прежнему производилось на "кукурузниках" У-2 Поликарпова и "утятах" Яковлева со штатными автотомоторами М-11.

Формально катастрофа УПО-2 и гибель летчика Квасова не могли служить основанием для свёртывания работ, так как аварии и катастрофы при испытаниях новых самолётов и сейчас не редкость. Тогда же это было почти обыденным явлением. Что касается авиационных вариантов автомобильных двигателей, то к началу 1941 г. на гос. испытания поступил доработанный вариант мотора ГАЗ-11.

О ходе испытаний самолётов, моторов и винтов, о проектировании и постройке новых объектов чуть не ежедневно (по крайней мере - не реже раза в неделю) докладывали в Москву. К примеру, 24 февраля 1941 г. имелаась "Сводка о состоянии работ по моторам и винтам", в которой, в частности, сообщалось:

"П.9. Мотор ГАЗ-11 (модель 204). Проходит госиспытания. Объект поступил на госиспытание 28 января 1941 г. Срок окончания испытаний 27 февраля 1941 г. Длительные 100-часовые испытания закончены 20 февраля 1941 г. Проводится разборка, дефектация и обмер мотора. Обрабатывается материал".

"Сводка о состоянии работ по моторам и винтам" за 3 марта 1941 г. сообщала:

"П.12. Мотор ГАЗ-11 модель 204 прошел 100 час гос. испытания на автозаводе им. Молотова в Горьком. Срок окончания испытаний по план-графику - 27-е февраля. Испытание закончено, отчет составлен и находится на просмотре у начальника 5-го отдела".

По обработке материалов испытаний, военные отметили в первую очередь, невысокую надежность силовой установки по причине выкрашивания баббита из вкладышей. Объяснялось это низким уровнем технологии производства на ГАЗе. Данный недостаток был свойственен всем ранним вариантам мотора ГАЗ-11 и не являлся хроническим дефектом только авиационной модификации. Довести базовый двигатель до действительно работоспособного состояния удалось только к лету 1941 г.

Таблица 1. Лётно-технические характеристики многоцелевого самолёта КСМ-1 с мотором ГАЗ-11.

Размах крыла	— 12,00 м.
Длина	— 7,50 м.
Масса пустого	— 628 кг.
Масса полетная	— 898 кг.
Нагрузка принятая на испытаниях	— 270 кг.
Максимальная допустимая нагрузка	— 350 кг.
Дальность (расч.) при нагрузке в 350 кг	— 1100 км.
Мощность мотора	— 80 — 85 л/с.
ЦТ при нагрузке 270 кг	— 28,5% САХ.
Тяговооружённость	— 10,9 кг/л/с.
Нагрузка на крыло	— 50,0 кг/м <sup>2</sup> .
Максимальная скорость	— 160 км/ч.
Время набора высоты 500 м	— 5 мин.
Время набора высоты 1000 м	— 12 мин.
Время набора высоты 3000 м	— 1 ч. 8 мин.
Время виража на высоте 750 м	— 18 сек.
Расход топлива	— 12,5 кг/час.
Длина/время разбега	— 150 м/12 — 14 сек.
Длина/время пробега	— 75 м/7 — 8 сек.
Посадочная скорость	— 60 км/ч.



УТ-2 с ГАЗ-11-85. Виден понижающий редуктор



УТ-2 с ГАЗ-11-85

В мае 1935 года начались испытания двухместного УТ-2 с двигателем М-11 в 100 л. с. УТ-2 стал одним из основных учебных самолетов в

военных школах и аэроклубах.

В 1939 году на этот самолёт установили двигатель ГАЗ-11-85.



Г-25 Грибовского с мотором ГАЗ-11



У-2 с двигателем ГАЗ-11

После отказа к допуску на испытания в НИИ ВВС самолёта Г-23 бис Грибовским был построен аналог самолета У-2 с "авианизированным" двигателем ГАЗ-11.

Чтобы обеспечить снижение нагрузки на крыло в самолётах с автомобильными двигателями, Г-25 проектировался и строился по схеме биплана. Предназначался для обучения лётчиков и, в случае получения положительных летных характеристик, мог составить конкуренцию знаменитому У-2 по стоимости изготовления и обслуживания и был его аналогом с авианизированными двигателями ГАЗ-11.

Самолёт строился на планерном заводе Осоавиахима в Москве в Тушино до конца 1937 г. В связи с задержкой поставки ожидаемого двигателя ГАЗ-11-85 л.с. на него установили американский звездообразный двигатель Побджой "Ниагара" равноценной мощности. С этим двигателем, весившим, однако, на 70 кг меньше автомобильного, Г-25 имел отличные данные. С одним пилотом разбег составил всего 40 м, пробег на посадке - 60 м. Все лётчики, пилотирующие Г-25, высоко оценивали его летные характеристики.

С установкой в 1938 г. двигателя ГАЗ-11 вес пустого самолёта возрос с 430 до 500 кг, однако летные данные ухудшились весьма незначительно. Максимальная скорость понизилась со 170 до 165 км/ч, а посадочная воз-

Модификация	Г-25	У-2
Размах крыла, м	9.00	11.40
Длина, м	6.40	8.70
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	23.00	33.15
Масса пустого самолёта, кг	430	665
Масса нормальная взлетная, кг	630	922
Тип двигателя	1 ПД ГАЗ-11-85	1 ПД М-11Д
Мощность, л.с.	1 x 85	1 x 125
Максимальная скорость, км/ч	165	152
Крейсерская скорость, км/ч	143	131
Практическая дальность, км	300	530
Практический потолок, м	4000	3000
Экипаж, чел	2	2

росла с 55 до 65 км/ч.

"Авиационная газета" 3 декабря 1938 г. писала: "Большая и упорная работа т. Грибовского увенчалась успехом - создан самолёт Г-5, не уступающий по своим летным качествам У-2, а по стоимости - почти вдвое дешевле.

В День авиации, 18 августа, новый самолёт дебютировал на Тушинском аэродроме. В дальнейшем его облетали лучшие спортсмены Центрального аэроклуба СССР. Результаты этих испытаний показали, что Г-25 - самолёт, заслуживающий большого внимания".

Вскоре, Центральным Советом Осоавиахима обсуждалась возможность дальнейшего производства самолётов с автомобильными двигателями и даже появилась такая запись в проекте дальнейших планов: "Построить пять опытных экземпляров Г-25 для более полного испытания новой машины в эксплуатации". Впрочем, уже в начале 1939 г. планерный завод в Москве закрыли и при отсутствии производственной базы изготовление Г-25 прекратили.

В 1939 г. автор переделки автомобильного двигателя в авиационный инженер Агитов организовал на нем агитационный перелет по Горьковской области. В городе Муроме Г-25 потерпел аварию и больше не восстанавливался. Опытный экземпляр Г-25 постигла участь большинства конструкций, созданных энтузиастами.

Авария самолёта УПО поставила жирную точку в истории создания массовых самолетов с автомотором.

Позднее отдельными отечественными энтузиастами строились другие аэросани, авиетки и даже вертолёт с автомоторами, да и в последние годы доступность бэ-ушных автомоторов импортного производства, в основном японских фирм "Субару", "Хонда" и т.д. позволила российским энтузиастами легкомоторной авиации стро-

ить свои аппараты с их использованием, но более данный вопрос никогда не поднимался на государственный уровень.

До самых последних лет...

Посмотрим, к каким результатам приведут работы по "авианизации" (воспользуемся и сегодня старинным термином) автомобильного автомотора программы "Кортеж".

Связь с автором: lio-z@yandex.ru

# ИЗ ИСТОРИИ НЕФТЕПЕРЕРАБОТКИ В РОССИИ

ПОЛИТЕХ



В КОНЦЕ XIX - НАЧАЛЕ XX вв.



Элеонора Игоревна Кузьмина, старший научный сотрудник Политехнического музея

**"Природа раскрывает и отдает в распоряжение все свои силы, словом, как бы покоряется только тогда, когда за ней долго ухаживают, когда свои мысли и требования соотносят с ее условиями, когда покоряются и ей самой, словом, тогда, когда она стоит на равной ноге с обладателем или искателем"**

*Д.И. Менделеев, из работы "О сопротивлении жидкостей".*

**В Политехническом музее хранятся предметы, которые свидетельствуют о важнейших достижениях в истории развития нефтяной промышленности в России.**

Деятельность почетного академика инженера-механика Шухова Владимира Георгиевича поражает своим многообразием, с его именем связаны крупные изобретения во многих областях техники: строительной механики, нефтехимии, теплотехнике. Более полувека - с последней четверти XIX по 30-е годы XX столетия - его работы определяли достижения России и ее мировой приоритет в самых разнообразных областях инженерной мысли [1].

Высшее образование Шухов получил в Императорском московском техническом училище. Особенностью преподавания был прекрасно разработанный курс практических занятий, дававший студентам понимание реальной работы механизмов и конструкций, а также технологического процесса их изготовления. Эта так называемая русская система обучения в 70-х годах XIX века получила всемирное признание и была принята в технических школах США.

После окончания Московского высшего технического училища В.Г. Шухов для подготовки к профессорскому званию был направлен в годичную командировку в США, но по возвращении на родину посвятил себя практической инженерной работе в должности начальника чертежного бюро Варшавской железной дороги в Петербурге. В 1878 г. В.Г. Шухов поступил на должность главного инженера в контору А.В. Бари и переехал в Баку, где началось бурное развитие нефтяной промышленности России. Выполняя заказы компаний братьев Нобель, Г.М. Лянозова, С.М. Шибавы и др., В.Г. Шухов сумел в короткий срок на строго научной основе разрешить труднейший комплекс вопросов, связанных с добычей, хранением, транспортировкой и переработкой нефти. Изобретенные им совершенные конструкции резервуаров, трубопроводов, насосов, нефтеналивных судов, перегонных аппаратов опередили свое время, а теории их конструирования были признаны классическими [1]. Посетив Баку и ознакомившись с основными проблемами молодой нефтяной промышленности, В.Г. Шухов так увлекся её техническими возможностями и перспективами, что в дальнейшем на протяжении 60-летней работы, он никогда не оставался в стороне от решения основных технических проблем нефтяного дела.

Бакинская нефть была тяжелой, при выделении из нее керосина 70...80 % сырья уходило в так называемые нефтяные "остатки", точнее, мазут. "Остатки" сливали в нефтяные амбары - выкопанные в земле ямы, - а затем сжигали. Когда особенную остроту для нефтяной промышленности приобрела задача использования нефтяных остатков в качестве топлива как для стационарных топочных машин, так и, особенно, для обогрева котлов на пароходах и паровозах, В.Г. Шухов берется за разработку форсунки, позволяющей наиболее эффективно сжигать мазуты. Еще, будучи студентом, в 1876 году В.Г. Шухов сделал доклад о своем первом изобретении - "приборе, производящем разбрызгивание мазута в толках, используя упругость водяных паров". В 1879 году конструктивно завершив эту идею, Шухов подал заявку на привилегию. Так в 1880 году этот простой и надежный аппарат, обеспечивающий мгновенное сгорание топлива в пространстве топки без остатка и копоти, решил проблему промышленного способа сжигания высококалорийного и дешевого топлива. До этого времени мазут считался отходом перегонки нефти, непригодным для

дальнейшей переработки, целые озера его стояли неиспользованными, отравляя окружающую среду. Новшество запустили на производстве на своих заводах братья Нобель. Форсунка В.Г. Шухова быстро нашла применение во всем мире и с честью выдержала испытание временем. На речном и морском флоте, на транспорте, в нефтеперерабатывающей промышленности до сих пор работают "форсунки Шухова".

В.Г. Шухов впервые в мире осуществил промышленное факельное сжигание жидкого топлива с помощью изобретенной им



**Рис. 1 Паронефтяная форсунка Шухова**  
Из коллекции Политехнического музея

форсунки, позволявшей эффективно сжигать и мазут, считавшийся ранее отходом нефтепереработки. Это изобретение было высоко оценено Д.И. Менделеевым, который даже поместил изображение форсунки Шухова на обложку книги "Основы фабрично-заводской промышленности" (1897). Принципы этой конструктивной системы используются и поныне. По свидетельству специалистов, шуховская форсунка уже в то далекое время (а она начала выпускаться в промышленных масштабах с 1880 года) была не только экономичной, но и решала экологическую проблему наиболее безопасного для окружающей среды сжигания мазута [1]. В музейной коллекции, повествующей о технических средствах переработки нефти, хранится форсунка конструкции В.Г. Шухова, изготовленная в 1934 году и проработавшая на Грозненском нефтеперерабатывающем заводе до 1980 года (рис. 1).

Начатые в Баку исследования Владимир Григорьевич продолжил уже в Москве, где в 1880 г. А.В. Бари основал проектно-строительную фирму.

К началу работы В.Г. Шухова в нефтяной промышленности на нефтеперегонных заводах продолжали применять технологические процессы, изобретенные еще крепостными братьями Дубиниными в 1823 году. До начала 1880-х годов основным аппаратом нефтеперерабатывающей промышленности являлся куб периодического действия [2]. Перегонка в кубе не обеспечивала надежного разделения нефти на фракции, поскольку температурные границы отбираемых фракций определялись "на глазок" [3]. Несоввершенство и примитивность аппаратуры вступили в резкое противоречие с возросшими требованиями к количеству и качеству

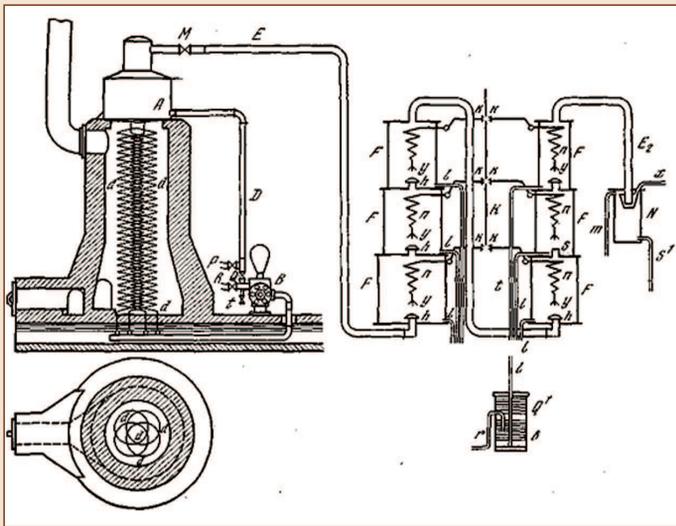


Рис. 2 Схема "Установки непрерывной дробной перегонки нефти и подобных жидкостей и непрерывного получения газов из нефти и её продуктов". К патенту В.Г. Шухова и С.П. Гаврилова, 1891 г.

ву нефтепродуктов [4]. Требовалось коренным образом перестроить существующую технологию переработки на основе внедрения способа непрерывной перегонки нефти [5]. Одни из лучших кубов непрерывного действия были разработаны нефтепромышленником А.А. Тавризовым в 1873 г., известным ученым Д.И. Менделеевым в 1881 году, инженером В.Г. Шуховым совместно с И.И. Елиным в 1883 г. Последние были установлены на бакинском заводе Нобелей. Однако все они имели недостатки: невысокую производительность, недостаточно глубокую переработку нефти, в результате чего в нефтяных остатках содержалось большое количество легких фракций [6]. Эти недостатки удалось устранить в результате совместной деятельности инженеров В.Г. Шухова и Ф.А. Инчика. В 1888 г. они запатентовали наиболее совершенную для того времени установку непрерывной перегонки нефти. В 1889 г. В.Г. Шухов получил патент на изобретение дефлегматора, давшего возможность отделять от легких нефтяных паров примешивающиеся к ним более тяжелые пары и получать таким образом нефтепродукты определенного качества. Идеи этих двух изобретений в дальнейшем были использованы для создания крекинг-установки [5].

До 70-х годов XIX века заводы изготавливали преимущественно керосин, широко применявшийся в технике освещения. Разра-



Рис. 3 Установка В.Г. Шухова и М.А. Капелюшниковой для термического крекинга нефти. "Советский крекинг" г. Баку, 1932 г.

ботка и внедрение способов изготовления смазочных масел из нефтяных остатков резко повысили степень использования нефти. Наиболее лёгкие составляющие нефти, входящие в состав бензина считали опасным отходом производства и просто уничтожали. До появления и массового внедрения автомобильных бензиновых двигателей К. Бенца 1885-1893 гг. и других изобретателей, бензин попросту сливался в специальные отстойные ямы и сжигался. На рубеже XIX-XX веков благодаря развитию автомобильного и авиационного транспорта бензин стал ценнейшим продуктом и превратился в выгодную статью производства нефтеперегонных заводов. Перед инженерами и технологами встала задача усовершенствования технологии переработки нефти в целях более полного ее использования. Существующие в то время способы переработки были основаны на процессе простой перегонки. Применялся физический принцип разделения, связанный с последовательным испарением отдельных фракций нефти, их конденсацией и отбором. Этот термофизический принцип переработки не обеспечивал полного выделения бензина из нефти. Возникла необходимость повысить выход бензиновой фракции, изменяя химический состав нефти в процессе переработки. Это можно было осуществить только в результате химического превращения более высококипящих фракций (керосиновых и масляных) в низкокипящие (бензиновые). Проблема была разрешена разработкой крекинг-процесса, т.е. процесса расщепления тяжелых углевод-

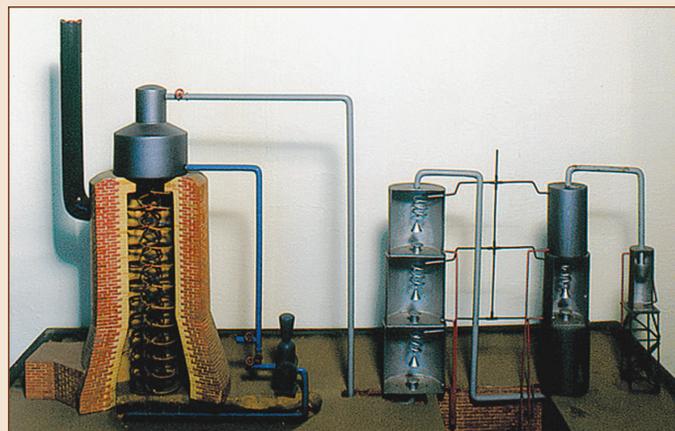


Рис. 4 Макет установки непрерывной перегонки и расщепления нефти В.Г. Шухова и С.П. Гаврилова в Политехническом музее

родных молекул нефти на более лёгкие при повышенных температурах и давлениях [5].

В разработке технологической и аппаратурной сторон крекинг-процесса особая роль принадлежит академику В.Г. Шухову. До него никто не ставил перед собой самостоятельной задачи теоретически обоснованно разрешить эти вопросы [7]. В 1890 г. В.Г. Шухов совместно с инженером С.П. Гавриловым разработал принципиальную схему и основную аппаратуру для крекинг-процесса. В 1891 г. им была выдана привилегия Департамента торговли и мануфактур № 12926 от 27 ноября 1891 г. "Приборы для непрерывной дробной перегонки нефти и подобных жидкостей, а также для непрерывного получения газов из нефти и ее продуктов" [5]. Все зарубежные авторы патентов на аппаратуру для крекинга ранее предлагали для этой цели обычные цилиндрические кубы. В.Г. Шухов же мы обязаны разработкой наиболее совершенной технологической схемы и введением впервые в технике трубчатой печи для осуществления крекинга. Незначительная в те времена потребность в бензине в России удовлетворялась бензином прямой перегонки нефти. При этом значительное развитие получило производство газа из нефти. Поэтому в приведенной патентной формуле, собственно, не упоминается о получении бензина, но говорится, собственно о высокотемпературном крекинге. Однако приводимый в патенте чертеж установки и описание ее действия не оставляют сомнения в том, что на этой установке можно производить не только обычную (прямую) перегонку нефти и нефтяных остатков, но также и термический крекинг и пиролиз



Рис. 6 Шухов в конторе фирмы Барри, 1905 г.

нефти или нефтяных фракций в современном и широком понимании этих терминов (рис. 2) [6].

В своей установке непрерывной перегонки и расщепления нефти авторы впервые в мире предложили для крекинг-процесса систему труб, подвергаемых действию горячих газов вместо непосредственного обогрева поверхности куба. Для лучшей теплопередачи и уменьшения коксообразования они предусмотрели в трубах искусственную циркуляцию [8]. Таким образом, ранее известный процесс крекинга нефти был доведен В.Г. Шуховым до стадии создания промышленной установки. Это изобретение легло в основу современной схемы термического крекинг-процесса и его аппаратного оформления.

К сожалению, русские нефтезаводчики не проявили интереса к этому замечательному изобретению и промышленное изготовление установки не осуществилось. Дело в том, что в то время бензин как целевой нефтепродукт не имел особого значения и потреблялся в небольших количествах.

Инженерные решения Шухова и Гаврилова в 1913-1918 гг. были повторены в США инженерами Бартоном, Доббсом и другими специалистами. Однако все запатентованные ими изобретения не выходили за рамки замечательной технологической и конструктивной схемы российских инженеров. В 1922 г. между фирмой "Стандарт Ойл Компани" и компанией "Синклер" возникла тяжба за приоритет на крекинг-процесс. В целях разрешения спора компания "Синклер" отправила в СССР группу своих инженеров, которые получили от В.Г. Шухова исчерпывающие ответы на все вопросы о касающемся его изобретении. В дальнейшем, Международный патентный суд в Гааге вынужден был признать, что ни одна из американских фирм не причастна к этому большому открытию и что единственными изобретателями крекинг-процесса являются русские инженеры В.Г. Шухов и С.П. Гаврилов [4]. Изобретение российских инженеров на четверть века опередило появление аналогичных изобретений за рубежом [9].

В 1929-1932 гг. на основе своих ранних работ В.Г. Шухов совместно с М.А. Капелюшниковым спроектировал и трубчатую крекинг-установку, которая была построена в Баку. Установка вошла в историю нефтеперерабатывающей техники под названием "советский крекинг" и сыграла положительную роль в развитии и накоплении опыта по глубокому разложению нефти [4]. Крекинг-установка в Баку по простоте оборудования и качеству выдаваемого бензина не уступал зарубежным установкам (рис. 3). В день пуска крекинг-завода восьмидесятилетний В.Г. Шухов надел халат и рукавицы, встал у штурвала управления и произвел регулировку и наладку процесса. В 1929 г. за рабо-

ты по созданию крекинг-процесса В.Г. Шухов был удостоен высшей награды - Ленинской премии [10].

Изучение принципиальных особенностей шуховской аппаратуры и сопоставление ее со многими появившимися впоследствии установками для крекинга нефти позволяют утверждать, что рождение крекинг-процесса в современном понимании этого термина было определено именно созданием технологической аппаратуры В.Г. Шухова и С.П. Гаврилова. В 1948 г. в Политехническом музее была проведена научно-исследовательская работа на тему "Разработка вопроса о приоритете русской мысли в истории нефтяной промышленности" с целью отобразить в экспозиционной деятельности важнейшие достижения в истории развития нефтяной промышленности в России, в том числе и изобретение первой в мире установки крекинг-процесса [11]. В том же году по заказу Музея, в мастерской "Техника" при Центральной политехнической библиотеке макетчиком К.И. Астаховым был изготовлен макет установки для непрерывной перегонки и расщепления нефти В.Г. Шухова и С.П. Гаврилова (рис. 4). С 1948 г. макет ни разу не покидал экспозицию музея.

В настоящее время процесс крекинга (расщепления) тяжелых углеводородов нефти для увеличения выхода светлых нефтепродуктов значительно усовершенствован и широко применяется в нефтеперерабатывающей промышленности. Предложенная В.Г. Шуховым и С.П. Гавриловым трубчатая установка непрерывного действия для переработки любого нефтяного сырья является прообразом наиболее совершенных современных крекинг-установок [4]. Глубокое прогрессивное научное творчество В.Г. Шухова на много десятилетий определило развитие нефтеперерабатывающей техники. Изобретение Шухова в свое время совершило подлинный технический переворот в системе стационарных энергетических установок (стационарных тепловых и теплоэнергетических станций), на которых и до сих пор, даже после перехода на газ, как основное топливо, в качестве резервного аварийного топлива в большинстве случаев применяется именно мазут, а системы его сжигания используют шуховские форсунки. Кроме того, повсеместно, эра паровозов на железнодорожном транспорте завершилась, когда эти машины уже использовали в качестве топлива уже не уголь, а мазут и сырую нефть, сжигаемые при помощи тех же шуховских систем.

В активе В.Г. Шухова сотни изобретений, но запатентовал он только 15, в том числе - паромазутную форсунку и установку для крекинга нефти. **П**

#### Литература

1. Шухова В. Труды и дни инженера В.Г. Шухова. // Наше наследие. -2004. -№70. -с.82-107.
2. Шухардин С.В. Техника в ее историческом развитии. - М.: Изд. "Наука", 1982. -510 с.
3. Коршак А.А., Шаммазов А.М. Основы нефтяного дела. Уфа, ДизайнПолиграфСервис, 2002. - 543 с.
4. Лисичкин С.М. Выдающиеся деятели отечественной нефтяной науки и техники. - М.: Недра, 1967. - 184с.
5. Шухардин С.В. Техника в ее историческом развитии. - М.: Наука, 1982. -510 с.
6. Пархоменко В.Е. Владимир Григорьевич Шухов. - М.: Гостоптехиздат, 1953. -48 с.
7. Сергиенко С.Р. Роль русских ученых и инженеров в развитии химии и технологии нефти. М. Л.: 1949. -140 с.
8. Лисичкин С.М.. Очерки по истории развития отечественной нефтяной промышленности. - М.: Гос. науч.-техн. изд. нефтяной и горно-топливной пром-сти, 1954. -403 с.
9. Ковельман Г.М. Творчество инженера В.Г. Шухова - М.: Госстройиздат, 1961.- 363.
10. Вавицкий И. Гений инженерного искусства. // Наука и жизнь. -1968. -№ 4.-с. 37-51
11. ПМ ФПИ. Ф.100.Оп. 3. КП 30490/90.



Рис. 7 Памятник Шухову на Тургеневской площади в Москве

# ЦИВИЛИЗАЦИЯ БЕЗ БУДУЩЕГО: ПРЕДПОСЫЛКИ И СИМПТОМЫ

## ТАК ЛИ МЫ РАЗУМНЫ В НАШЕМ УНИКАЛЬНОМ ДОМЕ?

Юрий Григорьевич Короткий, к.т.н., ветеран ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

**Ремарка.** В первых числах июня 2012 года должна была бы состояться регламентная, юбилейная Конференция ООН по окружающей среде и развитию (Саммит Земли-II). Предыдущий, Саммит Земли-I, двадцать лет назад прошёл с 3 по 14 июня 1992 года в Рио-де-Жанейро (Рио-92). Однако "Пути господни - неисповедимы".

### Человек и Человечество

Мы, человечество, до сих пор пребываем на нашей Земле беспечно, не изнуря себя особой заботой о грядущем или о будущем последующих поколений, подобно первобытным людям. Мы - от Бога. Нам всё надо и всё доступно.

Природа же Земли стонет от нашего необузданного вероломства и местами сдаёт позиции. Гибнет стремительно растительный и животный мир, истощаются ресурсы.

Хотя по своей плоти человек един с Природой и вписывается в естественный цикл круговорота материального вещества, по своим устремлениям и делам он оказывается вне природных законов и бесцеремонно попирает их.

Общечеловеческая реальность - удручающая. Бесконечные междоусобицы, скрытые и откровенно ресурсные войны, расточительный эгоизм и разнузданное потребление со стороны наиболее развитой части человеческой популяции, экологическая безалаберность и невежество, безнаказанная беспечность. Доминирующие устремления элиты Золотого миллиарда: необозримого размера персональные хоромы, "крутые" личные машины, катера, корабли, самолёты. Туристические полёты в космос. Свой астероид, частный участок на Луне или могила в космосе. Культ денег, с помощью которых обретается всё выше сказанное. Цель жизни - материальное преуспеяние и благоденствие. Откровенное стремление получить от прелестей земного существования любой каприз "здесь и сейчас", а "после меня - хоть потоп".

Человеку присущ биологический оптимизм: он знает, что жизнь недолга и он определённо умрёт. Но, понимание того, что это произойдет в "неопределённое когда-то" (хотя, реально, может быть и через секунду), успокаивает, а это, в свою очередь, позволяет вести в своей массе радостную (по возможности), благодушную (по существу) и расточительную (по располагаемым средствам) жизнь.

Аналогично, судя по всему, так ведёт себя и мировое сообщество, беззаботно транжира и поглощая, разрушая и опустошая всё вокруг себя. Несмотря на варварское отношение человека к Природе и фактическое обособление от неё он остаётся неотъемлемо привязанным к ней.

### Человек и Природа

Время от времени прослеживаются возникновения в просветлении общественного разума в виде опасений за среду обитания, за будущее потомков. Беглое знакомство с подобными эпизодами можно осуществить, ввиду спорадичности подобных событий, не особенно утруждая себя.

Возможно, уже первобытное производство в виде раннего скотоводства и первичного земледелия может быть отнесено, в определённой степени, к стихийным проявлениям беспокойства и заботы

об окружающем мире.

В более позднее время известны случаи внутригосударственного, локального внимания к проблеме сохранении животного и растительного мира. Одно из первых действий подобного рода возможно относится к временам Древнего Китая (VII в. до н.э.) и касается охраны редких пород зверей и птиц, запрещения охоты на них в период размножения. Такие охранные мероприятия проводились и позже многими государями Европы и Азии.

Со временем, последствия хищнической эксплуатации природных богатств и беспощадного уничтожения флоры и фауны планеты становились всё более очевидными.

В XIX веке состоялись первые международные соглашения в области охраны окружающей среды. Одними из первых были Конвенция по ловле устриц, заключённая в 1839 году между Францией и Великобританией, а также последующее подобное соглашение, которое касалось охраны морских котиков, достигнутое в 1897 году между Россией, США и Японией. Ряд соглашений было заключено по рыболовству, а также по защите отдельных природных объектов. Например, Конвенция о судоходстве на Рейне 1868 года, регулирующая охрану реки от загрязнения. Целесообразность подобных мероприятий не заставила себя ждать.

Швейцарец Поль Саразен первым начал ратовать за международную охрану природы. Он сумел добиться в 1913 году созыва в Берне международной конференции, в работе которой участвовали представители семнадцати стран, включая Россию. На конференции было принято решение о созыве международной комиссии, но начавшаяся война помешала продолжить работу.

Впоследствии эта идея была поддержана голландцем П.Ж. ван Тинховеном. По его инициативе было создано Международное общество охраны природы, в задачи которого входила



пропаганда идей охраны природы, сбор и обработка документальных данных о влиянии индустриализации. Эта организация просуществовала до Второй мировой войны.

Значительным эпизодом XX века было создание итальянским экономистом А. Печчеи в 1968 году Римского клуба - международной неправительственной научной организации - объединившего ученых, политических и общественных деятелей многих стран. Деятельность Римского клуба была направлена на анализ ситуации, выработку тактики и стратегии разрешения глобальных проблем.

Деятельность клуба и прогнозно-аналитические материалы, подготовленные им, обострили внимание мирового сообщества к проблемам, которые нельзя уже было оставлять без внимания.

На последовавшей вскоре Конференции Организации Объединённых Наций по проблемам окружающей человека среды (Стокгольм, 5-16 июня 1972 года, после - Нью-Йорк), участники, рассмотрев необходимость в общем подходе и общих принципах сохранения и улучшения окружающей человека среды, сформулировали в своей Декларации ряд принципиальных положений, среди которых было отмечено: "в ходе ... эволюции человечества на нашей планете была достигнута такая стадия, на которой в результате ускоренного развития науки и техники человек приобрёл способность преобразовывать ... в невиданных до сих пор масштабах свою окружающую среду"; и ещё: "природные ресурсы земли, включая воздух, воду, землю, флору и фауну, ... должны быть сохранены на благо нынешнего и будущих поколений".

Однако разрозненные, не скоординированные усилия по охране окружающей среды не могли кардинально повлиять на ситуацию. Ощущалась потребность в единой для всего мирового сообщества программе объединённых действий. В результате последовало создание под эгидой ООН в 1984 году независимой Международной комиссии по окружающей среде и развитию под председательством Гро Харлем Брундтланд, вошедшей в историю как "Комиссия Брундтланд" (по имени возглавившей её норвежской политической деятельницы).

В задачи Комиссии входило: разработка предложений по долгосрочной стратегии в области охраны окружающей среды и формулирование целей, которые послужили бы ориентиром для выработки совместной практической стратегии государств мира. В 1987 году программный доклад комиссии, "Наше общее будущее", в работе над которым была задействована большая группа международных экспертов, и в основу которого положена концепция устойчивого развития, был опубликован. В нём, в частности, было использовано чёткое определение понятия устойчивого развития (англ. Sustain able development), под которым понимается процесс прогресса человечества, позволяющий "удовлетворять потребности нынешнего поколения, не подрывая способности будущих поколений удовлетворять их потребности".

Деятельность Комиссии обеспечила возможность ООН приступить к подготовке соответствующей всемирной конференции.

### **Конференция в Рио-де-Жанейро**

Безусловно триумфальным достижением ООН на пути объединения усилий мирового сообщества было проведение Конференции ООН по окружающей среде и развитию (Саммит Земли), которая проходила с 3 по 14 июня 1992 года в Рио-де-Жанейро (Рио-92).

В ней участвовали главы государств и представители правительств 179 стран мира. На Конференции принято пять документов: два международных многосторонних договора:

- Конвенция о биологическом разнообразии,
- Рамочная конвенция об изменении климата;

и три документа, не имеющих договорно-правового характера:

- Декларация Рио-де-Жанейро по окружающей среде и развитию,
- Повестка дня на XXI век;

и, не имеющее обязательной юридической силы:

- Заявление о принципах для глобального консенсуса в отно-

шении управления, сохранения и устойчивого воспроизводства всех типов лесов.

Конференция стала этапным событием в истории человечества, продемонстрировавшим, в частности, что концепции защиты окружающей среды и социально-экономического развития уже некорректно рассматривать отдельно.

В Декларации Конференции заявлялось, что, подтверждая предыдущую Декларацию Конференции Организации Объединённых Наций по проблемам окружающей человека среды, принятую в Стокгольме 16 июня 1972 года, были приложены усилия, по её развитию, преследуя цель установления нового, справедливого глобального партнёрства путем создания новых уровней сотрудничества между государствами, ключевыми секторами общества и людьми, а также заключения международных соглашений, обеспечивающих уважение интересов всех и защиту целостности глобальной системы окружающей среды и развития. Признавая комплексный и взаимозависимый характер Земли, нашего дома, Декларация Конференции провозгласила 27 основополагающих принципов сотрудничества, среди которых Принцип 3 гласил:

*"Право на развитие должно быть реализовано, чтобы обеспечить справедливое удовлетворение потребностей нынешнего и будущих поколений в областях развития и окружающей среды".*

Конференция рекомендовала отдельным странам разработать национальные программы перехода к устойчивому развитию.

Кроме такого официального признания понятия Устойчивого развития был принят основной документ Конференции - Повестка дня на XXI век, которая содержала обширный и детально проработанный материал по наиболее важным направлениям осуществления многопланового международного сотрудничества и определяла механизм финансирования намечаемых мероприятий посредством отчислений развитыми странами до 0,7 % ВВП в Глобальный экологический фонд (ГЭФ).

Был утверждён также Регламент обзора хода выполнения Повестки дня на XXI век, который предусматривал проведение Специальных сессий Генеральных ассамблей ООН каждые 5 лет и повторных Международных конференций ООН по окружающей среде и развитию (Саммиты Земли) - раз в 20 лет.

### **Мир после Рио-92**

На состоявшейся через 5 лет, в 1997 году, плановой Специальной сессии Генеральной ассамблеи ООН в Нью-Йорке (Рио+5) делегаты сошлись во мнении, что за пять лет, прошедших после конференции в Рио-де-Жанейро, многие поставленные задачи не решены и даже не начали решаться. Отсутствовали, в полной мере, и отчисления в ГЭФ.

Последующая Специальная сессия Генеральной ассамблеи ООН (Рио+10), прошедшая уже под флагом Форума Земли в Йоханнесбурге (2002 год), в которой приняли участие представители 191 страны, вновь свёлся к многократному повторению тезисов об ухудшающейся в мире ситуации и углубляющейся пропасти между экономически развитыми странами и третьим миром и к декларациям о необходимости объединить усилия человечества для решения глобальных проблем.

Отсутствие каких-либо результатов, разногласия, противоречия между развитыми и развивающимися странами и уныние по поводу безнадёжности складывающейся ситуации в последующие годы привели к тому, что следующая контрольная Специальная сессия ООН по окружающей среде и развитию, которая должна была состояться в 2007 году (Рио+15) не готовилась и не состоялась.

Страна	Электропотребление, кВтч/человека/год
Канада	15800
США	11900
Австралия	8200
Япония	7000
Германия	5500
Россия	5850

Повис в воздухе, как следствие, вопрос о проведении - в соответствии с принятым в Рио-де-Жанеро Регламентом, очередной Международной Конференции ООН по окружающей среде и развитию ("Саммит Земли-II") в 2012 году, что означает провал концепции Повестки дня на XXI век, крах объединительной идеи перед лицом глобальных угроз и пренебрежение позицией поколений, тысячелетия вынашивавших идею взаимопонимания и международного сотрудничества в деле сохранения природы, потерю, как минимум, темпа в деле обеспечения устойчивого развития цивилизации.

Страны вновь оказались разбредшимися, разобщёнными, один на один со своими национальными интересами и проблемами, а весь мир без четких перспектив совместного развития. Всё это свидетельствует о том, что всё ещё недостаточен рост общественного осознания значимости экологических проблем и обязательств отдельных стран и всего человечества по сохранению окружающей природной среды и обеспечению своего будущего, как цивилизации.

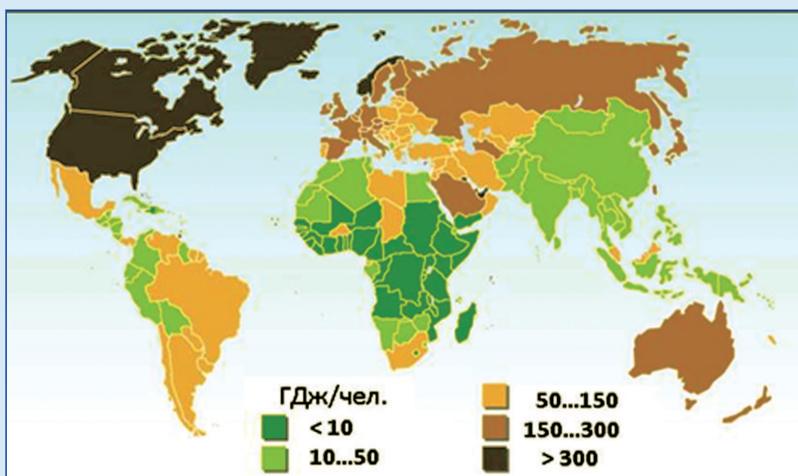
Проблемы мира вроде не совсем остаются без внимания, но акцент не совсем тот. Так в 1997 году был принят Киотский протокол в виде глобального экологического соглашения по предотвращению катастрофических изменений климата. Но, в нём просматривается, кроме прочего, нескрываемая коммерческая подоплёка. Мало того, США, основной продуцент парниковых газов, вообще остался в стороне.

Проводящиеся ежегодные встречи на всемирно известном курорте в Давосе, с целью обсуждения в неформальной обстановке важнейших политических и экономических проблем, последствий научно-технического прогресса, носят сугубо риторический характер. Опять выработке совместных позиций мешают противоречия между развитыми и развивающимися странами. Примечательно в этом смысле, заявление одного из представителей третьего мира на давосской встрече в 2011 году: "Развивающиеся страны имеют право на прогресс".

Конечно, имеют. Но уже разделённая между собой, во многом почти истощённая ("обглоданная до кости") Земля, уже и так с трудом "несущая" Золотой миллиард и груз из 5 стремящихся к аналогичному благоденствию миллиардов, не сможет выдержать такой нагрузки. Ситуация, когда опять "Боливар не сможет вынести двоих".

На сегодняшний день оказалось, что государственным мужам более важны актуальные угрозы сегодняшнего дня, вновь попавшие в нерешаемые проблемы, хотя во времена Рио-92, казалось бы, намечалась возможность их решения в масштабах планеты: ракетно-ядерная безопасность и распространение оружия массового поражения, угрозы экстремизма и международного терроризма, распространение наркотиков, проблемы национальной обороны, нарастающие мировые проблемы с энергообеспечением, с продовольствием и с нехваткой пресной воды.

Эти заботы заслонили глобальную картину. Но, "Кто смотрит себе под ноги, видит только пыль" (Вост. мудрость).



Мало того, что эти задачи сегодняшнего дня не затрагивают действительно безотложные общесистемные мировые проблемы человечества, так нет и признаков проявлений единой воли, которая, например, предшествовала Рио-92 и, соответственно, предложений по охвату и анализу современных взглядов на пути предотвращения грядущих испытаний. Нет формулировок, нет решений. Сегодня подход "Мысли глобально, действуй локально" как никогда приобретает большее значение.

Конечно, имеются некоторые симптомы тревоги и беспокойства в общественном сознании. Мир устойчиво говорит о необходимости большего внимания к альтернативным источникам энергии, к сохранению окружающей среды, но усилия, непосредственны, разрозненны, в чём-то бесперспективны, т.к. зиждятся на ограниченных и скудеющих возможностях всё той же Земли.

### Будущее цивилизации

С течением времени частные задачи построения стратегической безопасности в отдельных странах перерастают их границы и соединяются, т.е. - становятся поневоле глобальной проблемой цивилизации.

Как и ранее, задачи каждого нового этапа не были повторением прежних, т.е. новые задачи не имели прецедентов и всегда требовали новых, прорывных решений. Подобная ситуация существует и в настоящий момент: назрели и требуют одновременно преодоления разросшиеся энергетическая, экологическая и социальная проблемы.

Чем располагает и, на что рассчитывают страны в плане обеспечения энергией?

Поиск надёжных источников энергии всегда являлся одной из злободневных задач, которая обостряется с каждым новым уровнем развития человеческой цивилизации и усугубляется в настоящее время перспективой утраты основных из них уже в ближайшем будущем. Какими вариантами тут располагает цивилизация и, каковы проблемы их реализации?

**Первое направление** выхода из ситуации энергетического тупика - использовать все известные на сегодня традиционные практически достижимые виды источников, учитывая и минимизируя, по возможности, негативные последствия их применения.

**Гидроэнергетика.** Последствия строительства гидростанции в виде мощных гидроузлов это - потеря наиболее плодородных, заливных лугов, потеря пашни, сенокосов, пастбищ, лесов и ареалов обитания животных в горных районах, ухудшение качества воды, уничтожение естественной фауны. Кроме того, большие водоёмы в регионе могут негативно отражаться на природе, смягчать местный климат и вызвать ускоренное таяние ближайших ледников и снежников, например, в таких районах как Тянь-Шань, Памир, Кыргызский Ала-Тоо.

**Органика (уголь, сланцы, торф).** Следствия применения - выделения и накопление радионуклидов, твёрдых выбросов и парниковых газов. Ухудшение экологической ситуации определяет необходимость сокращения потребления углеводородов.

**Нефть.** При сгорании нефти в атмосферу выделяются углекислый газ, различные сернистые соединения, оксид азота и т.д. При объёмах, которые использует цивилизация, подобные выделения становятся недопустимыми. По прогнозам запасы нефти истощатся в этом веке.

**Природный газ.** Природный газ генерирует меньше CO<sub>2</sub> при том же количестве вырабатываемой для снабжения энергии, чем уголь или нефть, поскольку он содержит больше водорода по отношению к углероду, чем другие виды топлива. Благодаря своей химической структуре газ производит на 40 % меньше диоксида углерода, чем антрацит. Недостаток - ограниченность запасов, подобно нефти.

К альтернативным источникам энергии обычно относят следующие виды.

**Атомная энергетика.** АЭС - требуют создания на-

дѣжных вечных хранилищ ядерных отходов (сроки хранения которых от тысячи до десятков тысяч лет). Разгрести последствия - потомкам, также как нашим поколениям с химическим оружием, затопленным на дне Балтики. Или японским разработкам биологического оружия, затопленным у китайских берегов. Раз за разом образующиеся на Земле зоны долговременного отчуждения: Кыштымская трагедия, Чернобыль, Фукусима, районы вечного захоронения и зоны экологического бедствия грозят, со временем, покрыть всю Землю. Аналогично тому, как это было с ТЭЦ, которые вначале отравили небольшие пятна вокруг себя, а затем покрыли ими почти всю обжитую поверхность материков.

**Термоядерная энергетика.** Управляемые ядерные реакции синтеза - это один из практически неисчерпаемых по запасам топлива источников энергии. Принципиальная особенность заключается в отсутствии (всего несколько десятков лет) долгоживущих радиоактивных отходов, которые характерны для ядерных реакторов деления. Но: не ясно, когда такие, надёжно управляемые промышленные технологии из объекта исследований смогут стать объектом энергетики.

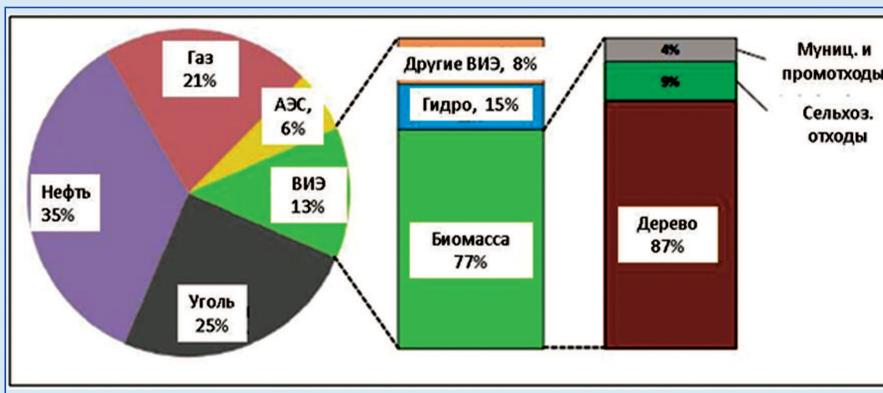
**Газогидраты** - конечны и требуют разработки и освоения промышленных технологий. Негатив - увеличение парниковых образований и наверняка есть ещё пока неочевидное что-то, что проявится при массовом применении ("Видеть легко, трудно предвидеть". Б. Франклин).

**Волновые установки** по берегам морей и океанов изменяют вековые механизмы и биологические связи, а при массовом использовании губительны для прибрежной флоры и фауны.

**Реки и морские течения** - подводные гидротурбины. Это одно из последних увлечений. Предлагается устанавливать такие турбины в устьях полноводных рек и в мощных подводных океанических течениях. Последствия установки подобных турбин в реках аналогичны по влиянию гидростанциям - снижения естественного проточного дебита воды, повышение уровня и заболачивание верховий и т.д. Установка гидротурбин в океанических течениях, например, в Гольфстриме вызовет протесты в скандинавских странах, поскольку повлияет на температурный режим региона, нарушит естественные условия воспроизводства планктона - основного корма китов и промысловых рыб. При аккуратном рассмотрении подобные природные связи могут быть продолжены в любом месте установки и они - бесконечны.

**Биотоплива.** Различается жидкое биотопливо (для двигателей внутреннего сгорания, например: этанол, метанол, биодизель), твёрдое биотопливо (дрова, брикеты, топливные гранулы, щепы, солома, лузга) и газообразное (биогаз, водород).

Критики развития жидкой биотопливной индустрии заявляют, что растущий спрос на биотопливо вынуждает сельхозпроизводи-



телей сокращать посевные площади под продовольственными культурами и перераспределять их в пользу топливных. Риск занятия сельхоз. площадей под технические культуры, в условиях опасности возникновения глобального продовольственного кризиса вряд ли разумен. Уже сегодня наблюдается устойчивый рост цен на продовольствие, быстрое и значительное вздорожание исходного сырья, ввиду как технической утраты посевных площадей, так и, в частности, стремления населения к благосостоянию, сопровождающегося ростом потребления, а также просто естественного прироста населения по 70 млн в год. Использование биотоплива в любой из его форм не наносит особого вреда, поскольку просто закольцовывает на Земле углеродный цикл в отличие от таких консервантов, какими являются нефть, уголь, газ, газогидраты и т.п.

**Геотермальные источники** - представляют собой выход из-под земли насыщенных соляных растворов и опасных газов, губительных для всего живого, которые, к тому же, трудно безопасно утилизировать. Преимущества - геотермальная энергия не способствует парниковому эффекту, электростанции не занимают много места, не требуется расход топлива. После того как построены геотермальные электростанции, энергия почти бесплатна. К недостаткам также относится то, что существует не так много мест, где можно строить геотермальные электростанции.

**Ветроустановки.** Им присуща большая неустойчивость режима, требуются большие площади, оказывают влияние на природу, поскольку "воздушные запруды" провоцируют изменение маршрутов перемещения больших воздушных масс и, соответственно, изменение не только регионального климата. Возникшие погодные аномалии по всей Евразии: от Зауралья до восточной Европы - возможно следствие перераспределения магистралей воздушных потоков, вызванных расширением площадей, отведённых под промышленные ветроустановки на прибрежных мелководьях европейской Атлантики. Это не совсем очевидная, но вполне возможная реакция. ("Щёлкни кобылу в нос, она мотнёт хвостом" - К. Прутков). Кроме того, генерируемые ветроустановками мощные инфразвуковые шумы, губительны для живых существ. Время покажет.

**Водородная энергетика.** Методы получения водорода, способы его хранения и транспортировки, которые рассматриваются как перспективные для водородной энергетики, находятся на стадии опытных разработок и лабораторных исследований. Традиционные способы получения водорода посредством разложения воды химическим, термохимическим способом, электролизом и др. обладают одним и тем же существенным недостатком - в технологическом процессе получения водорода используется высокопотенциальная энергия, на получение которой в свою очередь затрачивается дефицитное ископаемое топливо (уголь, природный газ, нефтепродукты) или электроэнергия, вырабатываемая на электростанциях. Такое производство водорода, естественно, всегда будет оставаться неэкономичным и экологически опасным, а, следовательно, бесперспективным.



**Утилизационные системы** выработки энергии посредством утилизации промышленных, городских, лесных и сельскохозяйственных отходов не свободны от вредных выделений неопределённо широкого спектра и не способны по своей величине удовлетворить запросы общества.

**Наземное (Поверхностное) Солнце.** Единственный естественный источник, который по праву может быть назван альтернативным. Смущает удалённость мест возможного промышленного получения энергии, суточная цикличность экстремальных пиков мощности, технологические и технические сложности эксплуатации. Кроме того, производство технических средств преобразования солнечной энергии в электричество требует весьма технологически сложных и не слишком экологически чистых процессов.

Существуют и какие-то другие виды, подвиды и под-подвиды подходов к получению энергии

Перечисленные подходы - в принципе паллиативны, поскольку объёмы настоящего потребления цивилизацией энергии таковы, что ни возможности любого из рассматриваемых альтернативных источников, ни их любых совокупностей, не будут достаточными для их покрытия, тем более при постоянно растущих запросах в будущем, и при непредвиденных последствиях их применения. Хорошо ещё, если такие реализованные подходы ещё будут обратимы.

И дело не в какой-то отсрочке, которую они могут предоставить, а в отсутствии действительно радикального решения проблемы энергообеспечения и сохранения среды обитания, в децентрализации бесценного человеческого научного потенциала и в размывании единства приложения кардинальных усилий.

Может хватит? Давайте оставим Землю в покое! Проблема, возникшая внутри системы, может быть решена только системой более высокого уровня.

**Второе направление выхода** - целесообразность и экономия.

Предлагаются и реализуются новые транспортные структуры: муниципальные велосипеды, различного вида общественный транспорт, электромобили со сменными аккумуляторами. Реализуется непосредственное снижение энергопотребления, путём уменьшения потребностей в прямых контактах и коммуникациях, в частности, посредством перемещения информации через Интернет. Но, это всё, само собой, какие-то крохи.

**Третье направление.** Предлагаются решения, основывающиеся на отказе от психологии безудержного потребления. Пропагандируется разумное потребление, основанное на "всеобщем благоразумии и осознании необходимости самоограничения", что вероятно проблематично и контрпродуктивно, поскольку предполагает отказ от уже освоенных достижений цивилизации.

Беглый просмотр располагаемого энергетического арсенала упирается в одно: часто последствия принимаемых решений трудно предсказуемы, поскольку все природные явления неявно взаимосвязаны. ("Всё связано со всем". Первый закон Барри Коммонера).

Хрупок не только человек, но и сама окружающая его гармония мира.

Все виды имеющихся и возможно реализуемых в перспективе подходов в образе альтернативных источников, рационализации затрат и непосредственно экономии, всё это - тактические полумеры, лишь временное решение текущих проблем и должны рассматриваться как переходящие, ненадёжные и, обеспечивающие только потребности текущего момента.

Необходимы стратегические решения.

**Четвёртое направление** базируется на увеличении ресурсного обеспечения цивилизации посредством ориентации на потенциал околосолнечного пространства и исключения, тем самым, какого-либо когда-либо в чём-то дефицита.

Вызывает удивление, в отношении выработки стратегии, отсутствие практического интереса у современной, во многом уже космической цивилизации (продолжающей с маниакальным упорством изыскивать способы уничтожить среду обитания), к такому фантастически щедрому энергетическому источнику, каким является Солнце.

Может вместо того, чтобы, озирая скудеющие, от года к году, и от века к веку, окрестности, размышлять над тем, что бы ещё сжечь, испоганить, нарушить - прежде, чем окончательно угробить себя и осиротить планету - пора обратить, наконец, внимание к такому многоликому, вечному и неистощимому, по меркам Земли, единственному поистине абсолютно альтернативному источнику энергии, каким является Солнце, которому присущи стабильность, мощность и неисчерпаемость.

### Реализация выхода

Именно естественность, стабильность, мощность и неисчерпаемость Солнца должны привлечь внимание и быть заложены в фундамент создания подлинно совершенной стратегии развития цивилизации. Именно только на такой незыблемой основе возможно достичь действительно кардинального решения задач надёжного энергообеспечения, фундаментального продовольственного обеспечения, основательной природно-экологической защищённости и стабильного ресурсообеспечения цивилизации.

Все эти принципиально важные для человечества задачи непосредственно или косвенно, могут, в принципе, быть воплощены в космосе.

Космонавтика и Космос - это энергия, экология, ресурсы, изобилие, а также - самоутверждение цивилизации в космическом пространстве и принципиальный первый шаг к расселению в нём.

Совместные усилия сообщества должны быть направлены, как этап, на освоение и обжитие ближнего космоса, включая Луну, овладение безмерным потенциалом наземного и орбитального Солнца, на реализацию безграничных материальных и энергетических ресурсов планетарного космического пространства.

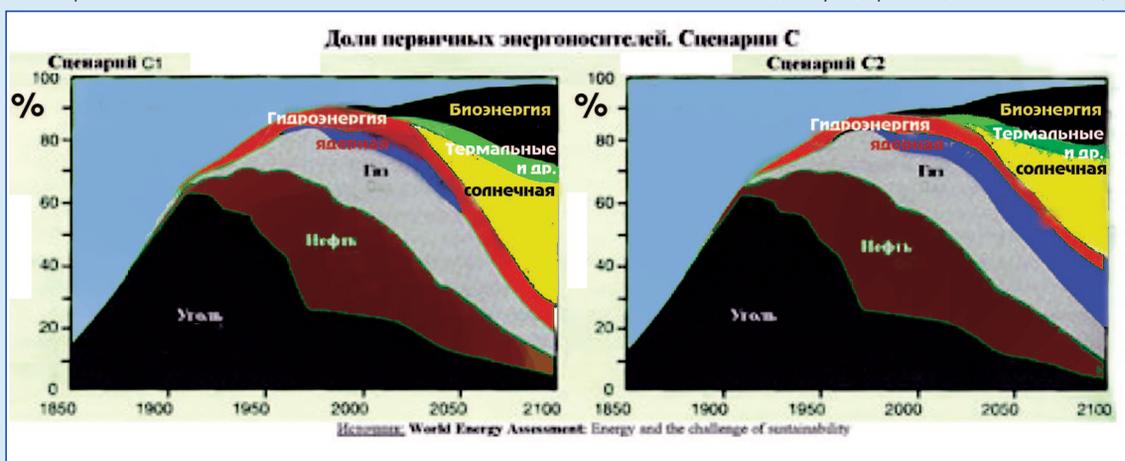
#### Фундаментальные решения землян - в космос!

В частности, необходимы:

- вынос добывающей промышленности и вредных производств в космическое пространство;
- освоение орбитальной энергетики Солнца, как для Земли, так и для нужд производства в космос;

- освоение ресурсов астероидов а, в дальнейшем, планет околосолнечного пространства.
- организация системы безопасности Планеты от космических катаклизмов, предупреждения и устранения опасностей столкновения с Землёй космических объектов.

На фоне этих актуальнейших практических задач настоя-



щего времени и ближайшей перспективы, не говоря об интересах потомков, организация экспедиции на Марс выглядит, похоже, пустой забавой с целью удовлетворения чисто научного и, в определенной степени, праздного любопытства.

На Земле должно быть организовано рекреационное благолепие. Люди возвращаются на Землю отдохнуть, дать и вырастить потомство, и в конце - достойно перейти в иной мир.

Всё это реализуемо, если победит коллективная воля и разум обретёт верх над индивидуализмом и расточительным потребительским эгоизмом. Усилиями мирового сообщества должна быть создана новая этика жизни на Земле, основанная не на самоограничении, а на создании изобилия, обеспечиваемого Солнцем и неисчерпаемыми ресурсами космоса.

Вопросы и возможности ассимиляции космического пространства неоднократно поднимались на страницах, например, журнала "Российский Космос" и нет смысла возвращаться здесь к ним. Интересно дальнейшее развитие предложенных решений и обсуждение новых идей.

Настало время реальных действий. Хватит уже до бесконечности сталкивать бесчисленные противоречивые мнения теоретиков, забалтывающие всё и вся ещё на "стадии первичных определений".

Необходимы объединения единомышленников, сохраняя деловые традиции солидарности и взаимопонимания, заложенные Римским клубом, приступить к разработке и совершению радикальных, практических шагов по спасению цивилизации, основанных на освоении ресурсов космического пространства.

Основа - экологическая целесообразность, рациональность и выполнимость.

Будущее зависит от нашего сегодняшнего выбора.

Альтернативы - или упорное, долгое и дорогостоящее самовоспитание коллективно-общественного, ответственного перед потомками сознания, или гибель. Ведь если взяться (даже немедленно), то, в идеале, первый результат можно ожидать минимум через 50 лет (25 лет на воспитание нового человека плюс 25 на обличение таковых властью). Потребуется ещё время на разработку, освоение и внедрение соответствующих времени космических технологий и на овладение ресурсами космического пространства. Располагает ли человечество таким временем? Вопрос, похоже, не верно поставлен: просто, без незамедлительного и решитель-

ного поворота в устремлениях человечества будущего у него определённо не будет.

Настоятельно необходимо объединение культур и, на этой основе, объединение усилий. Все существующие ныне в мире противоречия и разногласия ничтожны перед реальными глобальными угрозами цивилизации. Наверно пришло время Миру, наконец, серьёзно задуматься о своём будущем. Необходимы действия, направленные на консолидацию мировоззрений и, на этой основе, объединение усилий по разработке и по реализации принципиальных совместных, в том числе космических, программ.

Каждый упущенный год, день, час - увеличивает степень напряжения последующих усилий и снижает вероятность успешного преодоления неминуемых проблем, связанных с решением глобальных энергетических, экологических, социальных задач.

Нельзя бесконечно делать вид, что глобальные проблемы не касаются уже существующих поколений. Какие ещё "Иерихонские трубы" должны прозвучать, чтобы человечество очнулось, посмотрело на себя со стороны и осознало гибельность пути, по которому оно движется?

Легкомысленно-преступное забвение на сегодняшний день мировым сообществом жизненно важного объединительного замысла Саммита в Рио-де Жанейро и конструктивных идей "Повестки дня на XXI век" свидетельствует о том, что безоглядный биооптимизм продолжает превалировать в головах большинства землян. Такая эгоистическая жизненная философия подавляющей массы нынешних индивидуумов, одурманенной индивидуализмом программ СМИ, определяет, судя по всему, современное эгоцентрическое поведенческое настроение всего человечества с вытекающими отсюда роковыми последствиями для судьбы цивилизации. Голос разума неразличим на фоне безудержной рекламы, оглушающей попсы и одуряющего самомнения проталкивания всяческих монополярных бредней, предполагающих превосходство одних групп Homo Sapiens над ничем не уступающим им другими на уровне планеты.

Финал, при продолжении всеобщей интеллектуальной каталепсии, однозначен - отсутствие у цивилизации будущего и неминуемое её вырождение. **□**

Связь с автором: [ygk35@mail.ru](mailto:ygk35@mail.ru)





## ЗАГАДКИ ЛЕНИНСКОГО "РОЛЛС-РОЙСА" (К 100-ЛЕТИЮ СОЗДАНИЯ ГАРАЖА ОСОБОГО НАЗНАЧЕНИЯ 1921-2021 гг.)

*"Нет настолько старых предметов, о которых нельзя было бы сказать что-то новое"*

**Ф.М. Достоевский.**  
*"Дневник писателя"*

**(В РАЗВИТИЕ СТАТЬИ "АВТОМОБИЛИ МАРКИ ROLLS-ROYCE В СОВЕТСКОЙ РОССИИ 1917-1932 гг." В ЖУРНАЛЕ "ДВИГАТЕЛЬ" № 3, 2020)**

**Максим Олегович Карташев,** старший научный сотрудник  
Политехнического музея

Работа над статьей, опубликованной в предыдущем номере журнала "Двигатель", об автомобилях Rolls-Royce, поставившихся в СССР после Октябрьской революции 1917 года, заставила более подробно изучить историю автомобиля, хранящегося в настоящее время в Государственном Историческом музее. Результаты этого исследования принесли неожиданные результаты и заставили по-новому взглянуть на некоторые устоявшиеся догмы.

Всё началось с того, что была обнаружена интересная фотография, датированная 28 апреля 1957 года. На снимке, сделанном в Центральном музее В.И. Ленина, водитель Ильича - С.К. Гиль делится своими воспоминаниями о вожде с пришедшими на экскурсию пионерами (рис. 1). При внимательном изучении фотографии, бросилось в глаза, что автомобиль на снимке сильно отличается от той машины, которая в настоящее время находится в Государственном Историческом музее. В отличие от неё, автомобиль на фотографии имеет другую форму ветрового стекла, а также необычные воздухозаборники "корабельного" типа, характерные для машин, поставившихся фирмой Rolls-Royce в Индию и другие страны с жарким климатом. Кроме того, на автомобиле установлен "кожхозный" передний бампер странного вида, явно появившийся в более позднее время. Сразу же возникло подозрение, что мы имеем дело с неизвестным ранее автомобилем. Запахло грандиозной сенсацией. Неужели обнаружился еще один ленинский Rolls-Royce, о котором все забыли? Забегая вперед, скажу, что в итоге сенсация не состоялась.



Рис. 1 Ленинский автомобиль Rolls-Royce (шасси 17KG) до реставрации на выставке в Центральном музее В.И. Ленина. 28.04.1957 г.  
(фото: <https://pushkino.tv/news/kray-rodnoy/135095/>)

История поступления ленинского "Роллс-Ройса" в Центральный музей В.И. Ленина в целом хорошо известна. Автомобиль был обнаружен в г. Керчи в 1939 году и передан в Горки Ленинские, где хранился вплоть до 1957 года. Затем его перевезли в Центральный музей В.И. Ленина и поместили в постоянную экспозицию. В 1959 году исторический Rolls-Royce прошел капитальную реставрацию на заводе ЗИЛ.

Здесь начинается самое интересное. Дело в том, что, как оказалось, отличия в современном внешнем виде машины от того, который был зафиксирован при ее обнаружении, были не случайны.



Рис. 2 Автомобиль Rolls-Royce (шасси 16X) на территории Московского Кремля  
(Фото: ГИМ 111287/264)

Листая старые газеты, удалось воссоздать картину событий далекого 1959 года.

В газете "Комсомольская правда" от 5 ноября 1959 года читаем следующее: "Подлинная фотография (имеется в виду фото, сделанное в Тайницком саду на территории Кремля) (рис. 2) помогла установить, что на машине другой кузов. Вскоре старый шофер подарил автозаводцам каталог, в котором сохранились записи карандашом. Это был список "Роллс-Ройсов", находящихся в гараже Совнаркома. С указанием номеров шасси, двигателя, кузовов. Кузов автомобиля Ильича значился под номером 16, а на реставрируемой машине был кузов с номером 17" [1, с.3].

Очевидно, что на самом деле в данном случае имеются в виду не номера кузовов, а номера шасси, поскольку номер кузова от ателье Barker, установленный в настоящее время на автомобиле, согласно записям в журнале данной фирмы, должен быть в районе 4700. Машина, изображенная на упомянутой фотографии, имела номер шасси 16X. Вероятно, дополнительное буквенное обозначение "X" в списке автомобилей Совнаркома, просто опустили за ненадобностью. Номер же шасси реставрируемого автомобиля - 17KG. Как видим, по цифрам без букв все совпадает. Правда есть маленький нюанс. Кузов автомобиля с шасси № 16X, изготовили в другом ателье - Mann, Egerton. Дизайн кузовов этих двух ателье несколько отличался. Да и сама машина была выпущена на два года раньше - в 1920 году, в то время как шасси с номером 17KG покинули ворота завода в Дерби только в 1922 году. К слову, конкретно этот экземпляр автомобиля (шасси 16X) был выставлен в 1920 году на Британском международном автосалоне в лондонском зале "Олимпия" на стенде № 483 кузовного ателье Mann, Egerton. Скорее всего именно здесь присмотрел его советский нарком торговли и промышленности Леонид Красин с целью дальнейшего приобретения.

Читаем газету дальше: "Снова поиски. Они продолжались по всей стране. И, наконец, на юге, в Крыму, был обнаружен старый кузов с номером 16" [1, с.3]. Здесь уже начинается полный вымысел.

Из истории машины мы знаем, что по окончании службы в ГОНе в 1935 году автомобиль был передан Крымскому областному комитету союза работников рыбной промышленности. В 1937 году автомобиль попал в аварию и его планировали списать. Однако опытный шофер Георгий Фёдорович Аристархов вызвался отремонтировать машину своими силами, на что ему бы-



Рис. 3 Фирменная табличка кузовного ателье Barker на Ленинском "Роллс-Ройсе" (шасси 17KG) в ГИМе (фото автора)

ли выделены небольшие средства [2, с.13]. Как видим, про мифический второй кузов ничего не говорилось. Было бы по меньшей мере странным увидеть в Крыму в 1937 году почти новый запасной кузов фирмы Barker. Конечно же, и в 1959 году никакого второго оригинального кузова на самом деле обнаружено не было. Дополнительной информации о нем нет, да и не может быть, поскольку сегодня мы можем видеть на правом переднем пороге автомобиля подлинную фирменную табличку ателье Barker (рис. 3), а на шасси - табличку с заводским номером 17KG (рис. 4). Кроме того, в рассказах участников реставрации нигде не фигурирует найденный кузов. Зато подробно описываются все этапы работы, в том числе и с кузовными деталями. К слову, восстановлением кузова занимался столяр-краснодеревщик с ЗИЛа Пётр Иванович Думнов [3, с.10].



Рис. 4 Заводская табличка фирмы Rolls-Royce на шасси ленинского автомобиля в ГИМе (фото автора)

Действительно, автомобилем с номером шасси 16X, пользовался В.И. Ленин. В дальнейшем, бывший ленинский автомобиль обслуживал И.В. Сталина, о чем свидетельствуют сохранившиеся снимки (рис. 5, 6). Это не означает, что в автомобиле с номером шасси 17KG В.И. Ленин не ездил вовсе. Он вполне мог изредка пользоваться им, например, в качестве подменной машины.

С учетом сказанного становится ясно, почему современный внешний вид машины так сильно отличается от первоначального. Приняв за истину легенду о произошедшей когда-то замене кузова, которой на самом деле не было, реставраторы с ЗИЛа старались максимально приблизить вид восстанавливаемой машины к виду автомобиля с имеющейся фотографии. Это можно, в частности, определить, посмотрев на снимки, запечатлевшие процесс реставрации машины на ЗИЛе. На заднем плане на стене отчет-



Рис. 5 В.И. Ленин и Н.К. Крупская в автомобиле Rolls-Royce (шасси 16X) (фото: <http://mgorki.ru/science/avtomobil-v-i-lenina/>)



Рис. 6 - И.В. Сталин с супругой Н.С. Аллилуевой в автомобиле Rolls-Royce (шасси 16X). (Фото: <https://rg.ru/2018/11/14/rodina-leninskij-rolls-rojs.html>)

ливо видны две большие фотографии автомобиля с номером шасси 16X, служившие эталоном при реставрации (рис. 7). В результате кузов от ателье Barker перестроили под кузов от ателье Mann,



Рис. 7 Реставрация ленинского автомобиля Rolls-Royce на ЗИЛе в 1959 году. На фото: справа - слесарь Б.А. Абрамов, слева - инженер-механик В.Б. Королев (автор фото: В.А. Зунин)

Egerton. При этом были стерты наиболее характерные черты первоначального кузова (рис. 8). В частности, V-образное лобовое стекло, состоящее из двух отдельных частей, было заменено на прямое. Удалены характерные воздухозаборники, что особенно жаль, поскольку сам факт поставки в Россию автомобиля в тропическом исполнении довольно необычен.

Фотографию автомобиля в исходном, неотреставрированном виде также удалось найти и в апрельском выпуске журнала



Рис. 8 - Автомобиль Rolls-Royce (шасси 17KG) В.И. Ленина после реставрации на территории завода ЗИЛ. (автор фото: В.А. Зунин)

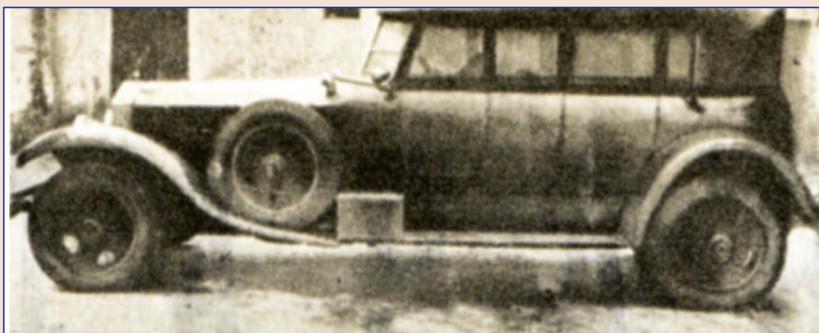


Рис. 9 Ленинский автомобиль Rolls-Royce (шасси 17KG) до реставрации на ЗИЛе (Фото: журнал "За рулем" № 4, 1970 г.)

"За рулем" от 1970 года (года столетия со дня рождения В.И. Ленина). В статье под названием "Место находки Керчь" приведено изображение машины в профиль до реставрации, на котором также отчетливо видна форма лобового стекла и дополнительные воздухозаборники (рис. 9).

На этом рассказ можно было бы закончить, но главное открытие ждёт нас дальше. Оно заключается в том, что на сохранившемся ленинском автомобиле в действительности установлен двигатель, которым первоначально был оснащен тот самый автомобиль Rolls-Royce с шасси № 16X. Подтверждением этому послужил письменный ответ за № 5681 от 12 мая 1965 года Юрия Александрова - заместителя директора Центрального музея В.И. Ленина на запрос от британского клуба любителей автомобилей марки Rolls-Royce - The 20-GhostClub (рис. 10).

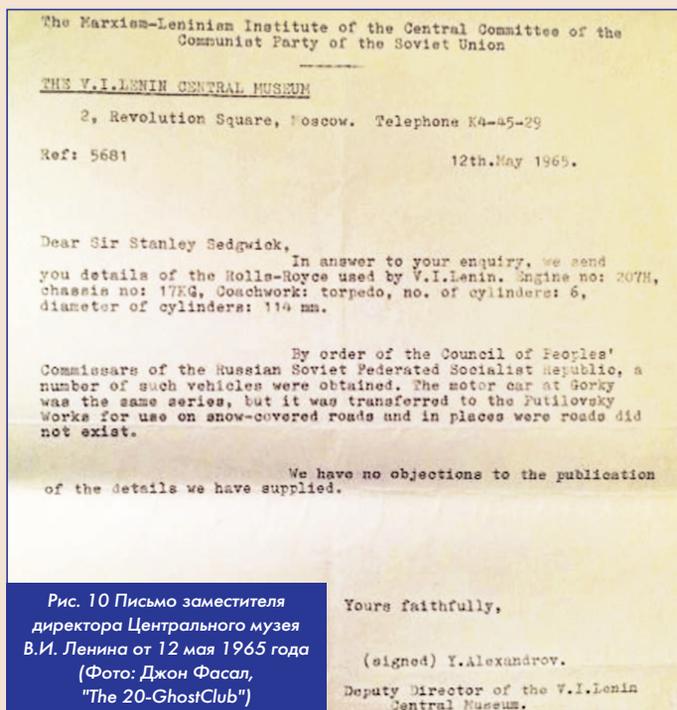


Рис. 10 Письмо заместителя директора Центрального музея В.И. Ленина от 12 мая 1965 года (Фото: Джон Фасал, "The 20-GhostClub")

В своем письме Александров сообщает номер двигателя автомобиля Rolls-Royce, находящегося в Центральном музее В.И. Ленина. Данный номер 207H, согласно записям в книге продаж фирмы Rolls-Royce, соответствует автомобилю с номером шасси 16X. Но номер шасси автомобиля, находящегося в настоящее время в Государственном историческом музее, 17KG. На основании архивных данных фирмы Rolls-Royce, этому номеру шасси соответствует двигатель № P169 (рис. 11). Таким образом получается, что в какой-то момент произошла замена двигателя № P169 на № 207H.

В апрельском номере журнала "За рулём" от 1959 года была опубликована статья под названием: "Автомобиль № 236", в которой, в частности, сказано следующее: "В архиве была найдена приёмо-сдаточная ведомость с техническим описанием машины: номер мотора 207...Этот документ был датирован 27 мая 1930 года." [4, с.5]. Всё говорит о том, что двигатель заменили не позд-

нее 1930 года. Это вполне объяснимо, поскольку в то время ощущался острый дефицит запасных частей, и механики Гаража особого назначения вполне могли установить взамен пришедшего в полную негодность двигателя испорченный мотор с другого шасси.

Здесь у дотошного читателя может возникнуть вопрос: "А может быть всё-таки в 1920-е годы на автомобиле заменили именно кузов, а не двигатель?" Ответ на это очень простой. Фирма Rolls-Royce передавала в кузовные ателье готовые шасси с двигателями. Повторюсь, что в нашем случае, номеру шасси 17KG, однозначно подтвержденному имеющейся заводской табличкой и маркировкой на некоторых других деталях, соответствует двигатель с № P169. На данное шасси был установлен кузов от ателье Barker, что также подтверждено заводскими документами. Следовательно, на нашем автомобиле никак не мог стоять кузов Mann, Egerton, к тому же более раннего выпуска.

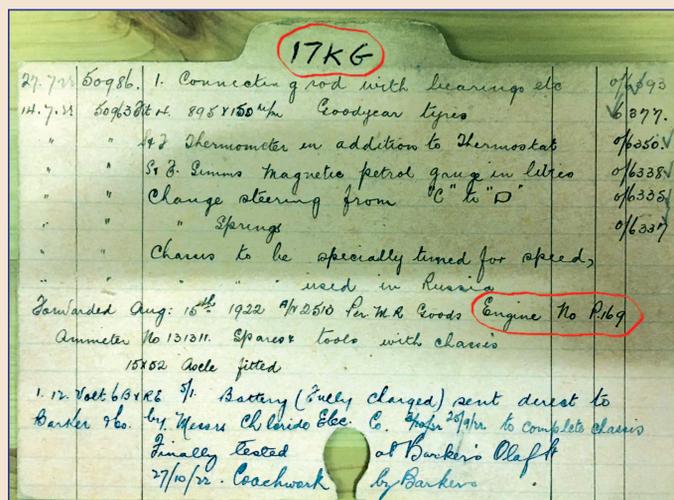
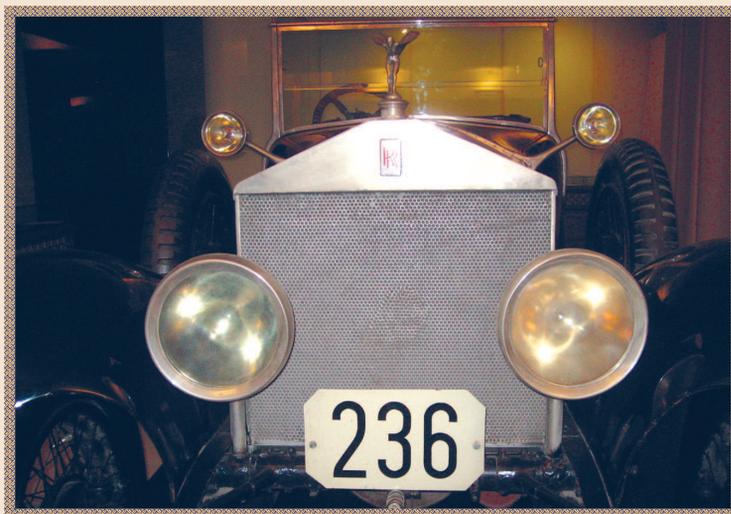


Рис. 11 Учетная карточка фирмы Rolls-Royce к шасси 17KG (фото: The Sir Henry Royce Memorial Foundation)

Похоже, что теперь становится полностью ясно, откуда в 1959 году возникла мысль об имевшей место замене кузова. Увидев на двигателе автомобиля номер 207H, соответствующий ленинской машине с номером шасси 16 (16X), реставраторы решили, что у автомобиля заменен кузов, так как он не соответствует известной фотографии. Это и повело их по ложному пути. На самом же деле кузов ателье Barker, был на своем месте. В процессе последующей реставрации его внешний вид подкорректировали под кузов Mann, Egerton от шасси 16X с "эталонного" изображения. В действительности на автомобиле много лет назад был заменен как раз двигатель, а не кузов.

Окончательно это можно будет подтвердить, еще раз осмотрев ленинский автомобиль, хранящийся в Государственном



Историческом музее. Правда, в настоящий момент доступ к мотору вызывает определенные трудности, вызванные тем, что при реставрации машины в 1959 году рабочие встроили в боковые створки капота маленькие замки (от холодильника ЗИЛ!), ключи к которым были утеряны много лет назад...

История появления на историческом "Роллс-Ройсе" номерного знака 236 также довольно интересна. Такие номера в то время фактически соответствовали талону прохождения техосмотра и менялись раз в полгода. Имеющаяся в настоящее время на автомобиле табличка с номером 236 была воспроизведена на ЗИЛе по сохранившейся фотографии, и соответствует первой половине 1923 года [5, с.86]. Но еще одна загадка кроется в том, какому в реальности автомобилю принадлежал данный регистрационный номер. Если при реставрации за основу брали фото машины с номером шасси 16X, то, скорее всего, и номер 236 относился именно к этому автомобилю. В таком случае имеющаяся табличка не соответствует машине с номером шасси 17KG.

Несмотря ни на что, неоспоримым остается тот факт, что дошедший до нас автомобиль, действительно эксплуатировался в Гараже особого назначения и есть вероятность, что им также пользовался В.И. Ленин. Что касается основной ленинской машины с номером шасси 16X, то, как видно из проведенного расследования, до наших дней дожил только мотор этого автомобиля, когда-то приводивший его в движение.

С 2004 года ленинский Rolls-Royce постоянно находится в экспозиции Государственного Исторического музея в Москве. С тех пор он лишь однажды в 2007 году покидал стены музея, для экспонирования на знаменитой традиционной выставке ретроавтомобилей и технического антиквариата - "Олдтаймер-галерея" Ильи Сорокина в Москве. Выставка 2007 года была посвящена столетию создания Собственного Его Императорского Величества гаража 1907-2007 гг. (рис. 12)

Автор выражает особую благодарность Сэру Джону Стартарду, господину Тому Кларку и господину Джону Фасалу из британского клуба любителей марки Rolls-Royce "The 20-GhostClub", а также Ермакову Павлу Петровичу за неоценимую помощь, оказанную при идентификации номеров шасси и типов кузовов автомобилей, упомянутых в данной статье.



Рис. 12- Автомобиль Rolls-Royce(шасси 17KG) В.И. Ленина на "Олдтаймер-галерея" Ильи Сорокина в 2007 году.  
(фото: пресс-служба "Олдтаймер-галереи" Ильи Сорокина)

#### Литература, источники и примечания:

1. Л. Вяткова. Автомобиль Ильича. - Комсомольская правда, 1959. -05 ноября.
2. С. Михайлов. Место находки - Керчь // За рулем, 1970, № 4.
3. С.В. Глазунов. Автомобиль, на котором ездил Ленин // Техника Молодежи, 1970, № 7.
4. Автомобиль № 236 // За рулем, 1959, № 4.
5. Автомобили первых лиц. -М.: Горький классик, 2018.

Связь с автором: [multymodels@yandex.ru](mailto:multymodels@yandex.ru)

Телефон/Факс: +7 (495) 362-7891  
E-mail: [boeff@yandex.ru](mailto:boeff@yandex.ru),  
[aib50@yandex.ru](mailto:aib50@yandex.ru), [dvigatell@yandex.ru](mailto:dvigatell@yandex.ru)  
<http://www.dvigately.ru>  
111250, Москва, Красноказарменная, 14

# Двигатель

Научно-технический журнал

Старейший отечественный научно-технический журнал  
(первоначальный запуск - 1907 г.).

С 1999 года выходит полноцветным, в формате А4, 6 номеров в год.



В популярной форме освещает вопросы по энергоприводам, преобразователям энергии и всем процессам, связанным с производством и использованием разнообразных двигателей и машин в различных отраслях промышленности.

Рассылается по подписке частным лицам, на производственные предприятия, учебные заведения, в сферах контроля и управления России и ряда зарубежных стран (СНГ, Франции, Англии, Германии, Чехии, США, Китая, Кореи). Открыто распространяется на всех крупнейших технических выставках в Москве и некоторых других экспозициях России и зарубежных стран.

Аудитория журнала - научные сотрудники и инженерно-технические работники различных отраслей, студенты и школьники старших классов, любители истории и техники.

Состоит в общероссийском каталоге ВАК 2020 г. под № 1493 среди журналов, рекомендованных для опубликования материалов исследований, выполненных на соискание степени кандидата и доктора наук.

Индекс журнала ПП876 в каталоге подписного агентства АО «Почта России»  
<http://podpiska.pochta.ru/>

# ДВУХКОНТУРНАЯ ОРГАНИЗАЦИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА, КАК ТЕХНИЧЕСКАЯ ОСНОВА СОЗДАНИЯ НОВОГО КЛАССА ПОРШНЕВЫХ ДВС

Андрей Олегович Миллер, ведущий специалист ГУАП, Санкт-Петербург

*Показано, что применение двухконтурного принципа построения рабочего процесса поршневых ДВС приводит к существенному повышению их эффективных характеристик. Пространство одного рабочего цилиндра поршневого двигателя ограничивает количество возможных направленных воздействий на процессы смесеобразования и сгорания. Особые условия, благоприятно влияющие на характер протекания процесса сгорания топлива, создаются при совместной работе двух цилиндров, в каждый из которых может подаваться смесь различного состава, включая чистый воздух.*

*It is shown that the use of the two-circuit principle of constructing the working process of piston internal combustion engines leads to a significant increase in their effective characteristics. The space of one working cylinder of a piston engine limits the number of possible directed influences on the processes of mixture formation and combustion. Special conditions that favorably affect the nature of the fuel combustion process are created when two cylinders work together, each of which can be supplied with a mixture of different composition, including clean air.*

**Ключевые слова:** послойное смесеобразование, качественное регулирование мощности, малотоксичный процесс сгорания, многотопливный поршневой двигатель.

**Keywords:** layer-by-layer mixture formation, high-quality power control, low-toxic combustion process, multi-fuel piston engine.

По прогнозам фирмы Bosch, в 2030 году примерно 75 % новых легковых автомобилей и малотоннажных грузовиков все ещё будут оснащаться двигателями внутреннего сгорания. Остальные транспортные средства будут оснащаться электрическими или гибридными двигателями, доля которых будет постепенно расти.

В общем объёме расходуемых топлив, а также в выбросах в атмосферу токсических компонентов с отработавшими газами значительная часть приходится на технику, оснащённую двигателями внутреннего сгорания. Поэтому работа по совершенствованию двигателей внутреннего сгорания всех типов должна продолжаться.

Наибольший эффект в повышении эффективных характеристик поршневого ДВС можно ожидать от мер, улучшающих процесс сгорания, затем следует средства, направленные на оптимизацию газообмена и фаз газораспределения и средства, уменьшающие механические потери, как в самих ДВС, так и в трансмиссии транспортных средств.

К факторам, влияющим на эффективность процесса сгорания, относятся конструктивные параметры: (степень сжатия -  $\epsilon$ , форма и тип камеры сгорания) и режимные параметры: (коэффициент избытка воздуха -  $\alpha$ , угол опережения зажигания), способ регулирования мощности, качество и тип смесеобразования, управляемость процесса сгорания.

Те же факторы в существенной степени влияют на выбросы токсичных компонентов с отработавшими газами, которые образуются в процессе сгорания. Рассмотрим некоторые факторы.

## Способ регулирования мощности

Теоретически целесообразно с уменьшением нагрузки использовать не дросселирование, а обеднение смеси, то есть качественное регулирование.

В сравнении с дросселированием использование качественного регулирования обеспечивает повышение экономичности от 0 на полной нагрузке (когда дроссель полностью открыт), до 50 % на нагрузках порядка 20 % от полной из-за роста термического КПД [1].

Помимо роста термического КПД, улучшение экономичности при качественном регулировании, определяется так же устранением потерь насосных ходов, уменьшением относительных тепловых потерь в стенке цилиндров, улучшением качества очистки цилиндра, устранением требуемого дросселированием переобогащения заряда на частичных нагрузках и увеличением скорости сгорания заряда.

Поэтому расширение пределов качественного регулирования представляет собой важную задачу для поршневых ДВС с иск-

ровым зажиганием, у которых предел качественного регулирования в редких случаях достигает значений  $\alpha = 1,2$ .

Качественное регулирование в пределах устойчивого воспламенения топливо-воздушных смесей (ТВС), можно осуществить на основе разделения заряда по составу. Существуют следующие способы разделения заряда:

1. Впрыск топлива;
2. Применение разделённых или полуразделённых камер сгорания и форкамерно-факельного зажигания;
3. Турбулизация ТВС;
4. Подача ТВС различного состава в процессе впуска при совместной работе двух цилиндров;
5. Комбинация перечисленных способов.

Разделение заряда должно достигаться простыми техническими решениями, так как значительное усложнение конструкции двигателя будет неприемлемо для серийного производства.

При прямом впрыске топлива (GDI) качественное регулирование обеспечивается во всем диапазоне нагрузок. Однако при этом на смесеобразование отводится меньше времени, чем при внешнем смесеобразовании (карбюрировании), что приводит к недоиспользованию воздуха и другим проблемам:

"В отличие от обычных двигателей с впрыском топлива через форсунку во впускном трубопроводе (PFI), которые смешивают топливо и воздух перед впрыском в цилиндры двигателя, технология GDI предусматривает распыление топлива непосредственно в цилиндры, что позволяет повысить степень сжатия. В результате двигатели GDI достигают более высокой эффективности сгорания по сравнению со своими аналогами PFI, что приводит к повышенной экономии топлива и, следовательно, сокращает выбросы  $\text{CO}_2$  до 14 %.

Доля рынка автомобилей в США, оснащённых двигателями GDI, увеличилась с 2,3 % в 2008 модельном году до 51 % в 2018 модельном году. Агентство по охране окружающей среды США (EPA) прогнозирует, что 93 % автомобилей в США будут оснащены двигателями GDI к 2025 году.

Но кроме выбросов  $\text{CO}_2$  имеются и другие показатели токсичности отработанных газов. Подобно дизельным двигателям, прямой впрыск топлива в двигателях GDI создает богатые топливом карманы вблизи зоны впрыска, и особые условия сгорания в этих карманах способствуют образованию углеродистых твердых частиц и особенно черного углерода. Следовательно, двигатели GDI выделяют большее количество черного углерода, чем двигатели PFI, что было подтверждено несколькими лабораторными исследованиями.

Сильный поглотитель солнечной радиации, черный углерод проявляет значительное влияние на потепление климата и увеличение его выбросов будет способствовать изменению климата, особенно в городских районах, воздействие которого будет значительно превышать преимущество, связанное со снижением выбросов CO<sub>2</sub> [2].

Реализовать преимущества качественного регулирования возможно при условии, что бедные смеси сгорают так же эффективно, как смесь с  $\alpha \approx 1$ . Учитывая, что рост экономичности возможен на всех нагрузочных режимах, практически любое техническое решение по расслоению смеси может дать эффект в какой-то части нагрузочных режимов. Для реального двигателя этого недостаточно. Необходимо снижение расхода топлива во всем диапазоне частичных нагрузок.

Имеется целый ряд предложений и опытных ДВС, ставящих целью расширить пределы качественного регулирования.

Все предложения строятся на основе разделения рабочего заряда по составу (послойного смесеобразования). При этом часть заряда вблизи свечи зажигания, для поддержания высоких скоростей сгорания на частичных нагрузках, должна иметь постоянный (примерно стехиометрический) состав смеси. Другая часть заряда является воздухом. Для осуществления полного и быстрого сгорания целесообразно иметь скачкообразное изменение концентрации топлива при переходе от горячей смеси к воздуху, то есть иметь минимальную толщину пограничного слоя.

На режиме полной нагрузки состав смеси должен быть однородным, без чего неизбежно увеличение расхода топлива или снижение максимальной мощности. В полной мере осуществить процесс сгорания по изложенной рациональной схеме не удастся.

Коррективы в данную схему вносит форкамерно-факельное зажигание, обеспечивающее высокие скорости сгорания обедненных смесей и расширение пределов качественного регулирования до коэффициента избытка воздуха  $\alpha = 1,5...1,6$  благодаря воспламенению бедных смесей факелом горячей богатой смеси из форкамеры двигателя.

Компания Honda в 1972 году запустила в серийное производство двигатель CCVC с послойным смесеобразованием и форкамерно-факельным зажиганием, который мог работать при значениях  $\alpha$  до 1,5 [3].

Двигатель выпускался до начала 1990 х годов и был заменен новым двигателем VTEC-E без форкамерно-факельного зажигания, у которого послойное смесеобразование достигалось применением многоклапанной головки цилиндров, варьирования клапанного газораспределения и благодаря интенсивному завихрению заряда в камере сгорания. Таким образом, можно сделать вывод о том, что форкамерно-факельное зажигание не смогло обеспечить дальнейший рост эффективных характеристик и от него отказались [4].

Однако такой вид зажигания применяется до сих пор [5]:

*"В современных двигателях Формулы 1 применяется технология Turbulent Jet Ignition (турбулентного реактивного зажигания) разработки компании Mahle, которая позволяет сжигать в моторах чрезвычайно бедную смесь и получать большую мощность на выходе. Топливо-воздушная смесь получается очень однородной и сгорает максимально эффективно: тепловая эффективность достигает 47 %.*

*Технология Turbulent Jet Ignition позволяет решить целый ряд вопросов - экономить топливо, при таком зажигании в атмосферу выбрасывается гораздо меньше оксида азота и твердых частиц. Относительно богатая смесь может подаваться лишь в предварительную камеру. Большая доля топливоздушной смеси чрезвычайно бедная, что серьезно повышает КПД. Зажигание смеси в основной камере происходит одновременно сразу в нескольких точках плазменными струями, пробивающими смесь насквозь. Благодаря этому обеспечивается равномерность горения и снижение детонации. Воспламенение происходит не в центре цилиндра, как на обычных моторах, а направленно - сверху вниз. Это же способствует более эффективному последующему наполнению*

*камеры. Как результат - большая мощность при максимальной топливной экономичности и экологичности. Массовое появление системы Turbulent Jet Ignition на моторах обычных граждан произойдет в ближайшие годы".*

Следует отметить, что применяемые на современных автомобильных двигателях системы послойного смесеобразования обеспечивают устойчивое воспламенение и быстрое сгорание бедных смесей только на режимах малых нагрузок и низких частот вращения.

Поэтому необходимо расширять диапазон эффективного сжигания бедных смесей до более высоких показателей среднего эффективного давления  $P_e$ .

### Турбулизация

В работе [6] было впервые обосновано деление процесса сгорания на три фазы, принятое сейчас в теории ДВС.

Первая фаза - зажигание и зарождение начального очага горения. Скорость сгорания зависит от нормальной скорости пламени, и, следовательно, от физико-химических свойств топлива. В этой фазе крупномасштабная турбулентность не влияет на скорость сгорания, так как вихри могут перенести очаг воспламенения лишь как целое, не искривляя его поверхности.

Увеличить скорость сгорания обедненной смеси в первой фазе сгорания можно лишь незначительно путём лучшей очистки зоны свечи от продуктов сгорания, интенсификации искры, углубления электродов свечи в тело головки цилиндров и ликвидации тем самым крупномасштабной турбулентности в зоне очага начального горения [7].

Во второй фазе очаг пламени становится большим, он искривляется крупномасштабными вихрями и даже разрывается или на несколько новых очагов, что способствует ускорению сгорания.

Усиление турбулизации заряда во второй фазе сгорания ускоряет выделение тепла в этой фазе, делает подвод тепла более выгодным с термодинамической точки зрения, увеличивает термический КПД рабочего цикла.

В третьей фазе происходит догорание топлива за фронтом пламени, а также в пристеночных и "защемленных" объемах камеры сгорания. При этом вновь доминирующее влияние оказывают законы мелкомасштабной турбулентности.

Наиболее существенное влияние на характер протекания процесса сгорания оказывают турбулентные пульсации свежего заряда, которые возникают в цилиндре двигателя в процессе газообмена и не затухают до момента поджигания заряда.

Когда вихревое движение заряда создается на такте всасывания посредством применения винтового или тангенциального впускного канала или тангенциального направления продувочных окон в двухтактных двигателях, то от начальной кинетической энергии вихреобразования, полученной в процессе всасывания к концу развитого горения, сохраняется лишь около 4 % [8].

Однако этот способ создания завихрения в цилиндре является основным для современного двигателестроения.

Период создания турбулентных пульсаций целесообразно сместить с такта впуска на конец сжатия. При этом сокращается время между созданием и использованием вихрей и, следовательно, могут быть уменьшены энергетические затраты на создание вихря [9].

Использование вытеснителя на днище поршня в качестве генератора турбулентных пульсаций смеси в камере сгорания так же обеспечивает максимальные скорости течения газа в зоне порожка вытеснителя на участках 12...15° угла поворота коленчатого вала до и после ВМТ, то есть в наиболее целесообразный период рабочего процесса [10].

Важным эффектом от создания интенсивного вихря в камере сгорания является сокращение периода видимого сгорания топлива [11]. Данный эффект обеспечивает многотопливность двигателя, то есть возможность сгорания низкооктановых видов топлива при высокой степени сжатия (с более высокой экономичностью и литровой мощностью) без детонации.

На первом этапе развития авиации самолеты оснащались

поршневыми ДВС, которые затем были практически полностью вытеснены турбореактивными двигателями - ТРД, процесс совершенствования которых, в свою очередь, привел к созданию двухконтурного турбореактивного двигателя - ТРДД.

Главное достоинство ТРДД заключается в возможности создания большей тяги и лучшей экономичности, по сравнению с ТРД.

Применение двухконтурного принципа построения рабочего процесса поршневых ДВС так же приводит к существенному улучшению их характеристик.

Пространство одного рабочего цилиндра ограничивает количество возможных направленных воздействий на процессы смесеобразования и сгорания. Особые условия, благоприятно влияющие на характер протекания рабочего процесса, создаются при совместной работе двух цилиндров, в каждый из которых может подаваться смесь различного состава, включая чистый воздух.

Работы по таким двигателям в нашей стране проводили В.М. Кушуль и А.И. Костин с участием специалистов НПО им. Климова (Ленинград), СКБ Зид (завода им. В. А. Дегтярева, Ковров), ВНИИМотопрома (Серпухов) и др.

На рис. 1 представлен поперечный разрез автомобильного четырехтактного двигателя Кушуля - ДК-6. Рабочий процесс этого двигателя осуществляется в двух цилиндрах, постоянно сообщенных между собой с помощью канала. Камеру сгорания имеет только один из них - левый цилиндр № 1. Поршень правого цилиндра (№ 2) с минимально допустимым зазором подходит к головке цилиндра и вытесняет весь воздушный заряд в первый цилиндр. Сообщающий цилиндры канал имеет достаточно большое сечение для того, чтобы не дросселировать потоки газов при перетекании.

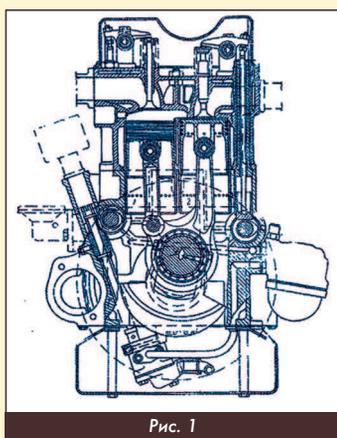


Рис. 1

Направление канала может быть тангенциально к окружности камеры сгорания для создания направленных вихревых движений газов при перетекании воздушного заряда из второго цилиндра.

Кривошипно-шатунный механизм (КШМ) обеспечивает двухтактный рабочий процесс в двух совместно работающих цилиндрах при фазовом сдвиге движения поршней в пределах 22...24° по углу поворота коленчатого вала (ПКВ). Конструктивная степень сжатия в первом цилиндре выбирается такая же, как в обычных бензиновых двигателях. Общая степень сжатия по двум цилиндрам является степенью сжатия всего двигателя.

В первый цилиндр подается обогащенная смесь со значением коэффициента избытка воздуха на полной нагрузке  $\alpha \approx 0,5$ , во второй цилиндр подается чистый воздух. Сжатие в обоих цилиндрах происходит одновременно. Воспламенение рабочей смеси в первом цилиндре осуществляется электрической искрой; а после прихода поршня второго цилиндра в ВМТ, в сгорании топлива в первом цилиндре принимает участие сжатый воздух, вытесняемый из второго цилиндра. Оба цилиндра в одинаковой степени являются рабочими цилиндрами; после окончания процесса сгорания в цилиндре № 1, в них происходит расширение рабочего тела.

Перетекание половины рабочего заряда из одного цилиндра в другой не вызывает сколь-нибудь ощутимых потерь. Как показывают расчеты, эти потери составляют не более 0,3 % от работы цикла.

Повышение КПД происходит за счет главного термодинамического фактора - повышения используемого термодинамического перепада температур в цикле, который увеличивается при росте степени сжатия. При этом повышение степени сжатия в обычном двигателе с циклом Отто достигается при применении высокооктанового топлива, а двигатель с циклом Кушуля обладает практической нечувствительностью к детонационной стойкости применяемого топлива [12].

Детонация в двигателе Кушуля возникнуть не может, так как начало сгорания происходит при невысокой степени сжатия и недостатке кислорода, а последующее сгорание происходит по мере поступления сжатого воздуха из второго цилиндра, без сколь-нибудь продолжительного контакта между топливом и кислородом в условиях высоких температур и давления. Свежий воздушный заряд, поступая в камеру сгорания во втором периоде сгорания, локализует детонацию - размывает возможные очаги детонационного сгорания, так же, как и очаги возникновения окислов азота  $\text{NO}_x$  и  $\text{CO}$ .

Результаты испытаний двигателя ДК-6, проведенных в ЛИАП, были рассмотрены межведомственной комиссией, которую возглавляли В.М. Яковлев, Н.Х. Дьяченко, В.А. Ваншейдт и специалисты ЦНИДИ. Комиссия пришла к следующему заключению [13]:

*"Предложенный принцип осуществления рабочего процесса двигателей является новым и оригинальным и удачно сочетает основные преимущества карбюраторного двигателя и дизеля.*

*Рабочий процесс в стендовых условиях в основном доведен и характеризуется высокой степенью сжатия (11,5), высоким давлением сгорания (70 атм.), относительно низким удельным расходом топлива (190 г/э.л.с.ч), возможностью работать на топливах с низким октановым числом без детонации и иметь более чистый выхлоп, что уменьшает загрязнение воздуха в условиях городской эксплуатации (величина коэффициента избытка воздуха от 1 до 2,4). В сравнении с двигателем "М-21" удельный расход топлива ниже на 20 %.*

*Комиссия считает, что опытный двигатель ЛИАП, работающий по новому циклу, имеет ценные достоинства перед дизелями и карбюраторными двигателями. Последние заключаются в том, что двигатель ЛИАП не является компромиссным решением. Относительно высокая экономичность в широком диапазоне оборотов, компактность конструкции и возможность создания двигателя с небольшим удельным весом.*

*Двигатель в данный момент находится в такой стадии, когда по его конструктивной подготовке и доводке должен работать большой производственный коллектив специалистов".*

Двигатель Кушуля был замечен за рубежом. Англия официально купила книгу В.М. Кушуля [14], и в 1975 году в Крэнфилде (Великобритания), без участия автора, был построен прототип двигателя Кушуля на базе двигателя "Rover Leyland" ( $V_{\text{цил.}} = 1,98 \text{ л}$ ), работавшего на высокооктановом бензине и имевшего высокую степень сжатия  $\epsilon = 10$ .

Эффективный удельный расход топлива экспериментального прототипа двигателя Кушуля оказался на 14 % меньше удельного расхода обычного двигателя, несмотря на то, что преимущества в степени сжатия у двигателя Кушуля почти не было (10 и 11,5).

Минимальный эффективный удельный расход топлива был получен при  $\alpha = 1,6$ . Максимальный  $\alpha$ , обеспечивающий устойчивую работу ДВС составил 3,25. С полностью открытым дросселем двигатель устойчиво работал при  $\alpha = 2,4$ . Особо была отмечена практическая нечувствительность двигателя Кушуля к октановому числу бензина [15].

Публиковались статьи по двигателю Кушуля и во Франции [16].

На рис. 2 показан опытный двигатель Кушуля - ДК-14, работающий на стенде в ЛИАП на 4200 об/мин.

Двигатель ДК-14 был спроектирован и изготовлен по техническому заданию, которое было выдано управлением конструкторских и экспериментальных работ Министерства автомобильной промышленности СССР при участии машиностроительного завода имени Климова.

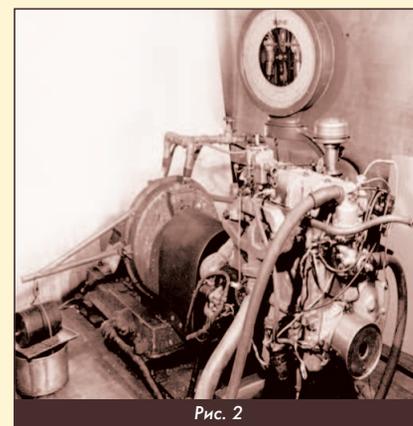


Рис. 2

Основные сведения о двигателе ДК-14:

- 4-тактный, карбюраторный, число цилиндров - 8;
- степень сжатия -  $\varepsilon = 11,3$ ;
- топливо - бензин А-72;
- размерность цилиндров - 82 x 88 мм;
- максимальные обороты - 4200 об/мин.;
- максимальный крутящий момент - 24 кгм (237 Нм);
- мощность, максимальная - 120 л.с.

Так как в двигателе Кушуля все топливо, предназначенное для двух цилиндров на всех режимах работы подается в один цилиндр, то на режимах, близких к максимальной мощности в цилиндре №1 было необходимо создание заряда с очень богатой смесью.

В процессе испытаний и доводки выяснилось, что получить высокое качество распыления очень богатой смеси с  $\alpha = 0,45$  с помощью существовавших в то время карбюраторов не удастся. Они создавались для работы с более бедной смесью. Из-за плохого смесеобразования на некоторых режимах в отработавших газах увеличивалось содержание углеводородов СН (или черного углерода).

Несмотря на это, показатели ДК-14 были высокими: минимальное значение удельного расхода топлива по нагрузочной характеристике составило 185...190 г/л.с.ч (251...258 г/кВт.ч) [17].

У нового серийного карбюраторного двигателя ВАЗ-2108, который примерно в это же время разрабатывался и доводился с широким участием зарубежных специалистов, этот показатель составлял 202 г/л.с.ч (275 г/кВт.ч) [18].

Обычные карбюраторные двигатели (например, ВАЗ-2108) используют количественное регулирование мощности, что по мере снижения нагрузки требует обогащения заряда до  $\alpha = 0,7$  в целях поддержания устойчивости рабочего процесса. В условиях городской езды эти двигатели работали в основном на частичных нагрузках, то есть на обогащенной смеси с  $\alpha < 1$ . Это приводит к значительному возрастанию выбросов токсичных веществ и снижению экономичности.

Особенностью работы карбюраторного двигателя Кушуля является значительное расширение пределов качественного регулирования мощности и обеднения смеси до  $\alpha = 2,4$  по мере снижения нагрузки. Таким образом, двигатель ДК-14 на наиболее часто используемых эксплуатационных режимах работал на бедных смесях с  $\alpha = 1,5...2,0$ .

В июле 1978 г. двигатель ДК-14 был установлен на автомобиль "Волга" ГАЗ-24 для проведения дорожных испытаний. За время их проведения замечаний по работе двигателя не было, за исключением жесткой работы двигателя на режиме холостого хода, на котором двигатель устойчиво работал с  $n = 380$  об/мин.

В дорожных испытаниях участвовали два одинаковых автомобиля "Волга" с обычным двигателем и с двигателем Кушуля. Автомобиль с двигателем Кушуля расходовал на 15...20 % меньше топлива за один и тот же пройденный маршрут с одинаковыми скоростями и ускорениями.

Наиболее объективную характеристику двигателя по токсичности можно получить при испытании двигателя в условиях ездового цикла, имитирующего типичные условия городского движения транспорта - режимы холостого хода, разгоны, замедления.

В странах Европы применялась методика, рекомендованная Европейской экономической комиссией (ЕЭК) ООН. Испытания двигателя ДК-14 по ездовому циклу ЕЭК проводились на барабанах специального стенда "HORIBA" в Центральном научно-исследовательском и конструкторском институте топливной аппаратуры автотракторных и стационарных двигателей (ЦНИТА).

На режимах холостого хода, в условиях ездового цикла, содержание СО не превышало 0,2...0,5 объемных %, что было в 7...10 раз ниже показателей, установленных советским ГОСТ 16533-70.

В сравнении с существующими тогда двигателями в отработавших газах за одно испытание (цикл) у опытного двигателя вредных выбросов было значительно меньше:

- по содержанию СО - в 3,5...4,5 раза;
- по содержанию окислов азота  $\text{NO}_x$  - в 2 раза [17, 19].

Из-за плохого смесеобразования содержание СН в отработавших газах было выше, чем у обычного карбюраторного двигателя примерно в 2 раза.

Общий параметр токсичности отработавших газов был лучше, чем у обычного двигателя в 2 раза, так как СО и  $\text{NO}_x$  существенно токсичнее, чем СН.

Тема токсичности отработавших газов обычного двигателя не исчерпывается только эмиссией продуктов сгорания самого топлива. Бензин, на котором работают обычные двигатели, должен быть устойчивым к детонации, иметь стабильный химический и фракционный состав. Для повышения детонационной стойкости бензинов в их состав вводят антидетонаторы. Наиболее эффективным антидетонатором, широко применявшимся в производстве бензина в то время, был тетраэтилсвинец (ТЭС). Данное вещество крайне токсично и в настоящее время к использованию запрещено. Однако до 1985 года этилированный бензин использовался везде кроме крупных городов, а автор статьи встречал такой бензин на заправках еще в середине 1990-х годов.

Сейчас применяются так называемые малотоксичные присадки к бензину. Однако токсическое воздействие отработавших газов на людей растет из-за увеличения количества автомобилей и роста мощностей их моторов. Применение двигателя Кушуля успешно решало эту проблему, так как делало ненужным применение антидетонаторов при производстве бензина.

Недостатком двигателя Кушуля являлись относительно низкие показатели среднего эффективного давления  $P_e$  и литровой мощности. Снижение литровой мощности на 15...20 %, в сравнении с традиционными бензиновыми двигателями, происходило из-за недоиспользования воздушного заряда второго цилиндра двигателя Кушуля.

Последнее было связано с тем, что данный цилиндр на всех режимах заполняется воздухом, который должен в процессе сгорания полностью вытесняться в соседний цилиндр. При этом обязательное наличие остаточного объема в цилиндре исключает перетекание 10...15 % воздуха, а, следовательно, и возможность полного использования массового заряда цилиндра.

Однако в применявшихся в СССР вихрекамерных дизелях недоиспользование воздушного заряда было почти таким же (вихрекамерные дизели работают на режиме максимальной мощности с  $\alpha = 1,2$ ). При этом двигатель Кушуля имел преимущество, так как мог работать на оборотах до 6000 об/мин, а обороты дизеля ограничены 4000 об/мин.

Применение рабочего процесса, осуществляемого в двух цилиндрах, так же приводит к ухудшению такого параметра динамики двигателя, как "равномерность распределения крутящего момента". Так как один рабочий цикл осуществляется в двух цилиндрах, то двухцилиндровый двигатель с таким рабочим процессом по равномерности крутящего момента работает как одноцилиндровый; четырехцилиндровый - как двухцилиндровый и т.д.

Однако равномерность распределения крутящего момента шестицилиндрового двигателя Кушуля ДК-6 равна аналогичному показателю трехцилиндрового рядного четырехтактного двигателя, который массово применяется на малолитражных автомобилях, а двигатель ДК-14 по этому показателю не уступает двигателю ВАЗ 2108. Кроме этого на малолитражных автомобилях с успехом применяются двух- и даже одноцилиндровые четырехтактные двигатели, где этот параметр хуже, чем у ДК-6 и ДК-14.

Таким образом, это вполне адекватная "цена" за существенное улучшение всех остальных параметров двигателя.

Не внедрение в серию двигателя Кушуля можно было бы принять, если бы отечественное автомобилестроение обладало высоким техническим уровнем серийных двигателей и перспективных разработок.

Однако отечественный двигатель для автомобиля "Волга" с форкамерно-факельным зажиганием был изготовлен в количестве 27 000 штук, но затем был снят с серийного производства. ГАЗ

в итоге остался с устаревшим двигателем обычной конструкции.

Поэтому первым силовым агрегатом для появившейся в начале 90-х годов "Газели", стал карбюраторный двигатель ЗМЗ-402, мощность которого (90 л.с.) была недостаточна для легкого грузовика.

В 2003 году, на второе поколение "Газелей" стали устанавливать двигатель ЗМЗ-406 с 16-клапанной головкой цилиндров, мощность увеличилась, но он остался тем же, карбюраторным.

Двигатель ЗМЗ-405 с инжекторным впрыском при своем появлении стоил на рынке дороже, чем серийные V-образные восьмицилиндровые бензиновые двигатели отечественного производства.

Если бы советская автомобильная промышленность создала автомобильный серийный двигатель, на основе технологий двигателя ДК-14, то "Газель" могла бы оснащаться отечественным двигателем с уникальными коммерческими свойствами:

- эффективная эксплуатация на дешевом топливе любого качества при низкой токсичности отработавших газов;
- солидный запас мощности (120 л.с.) с возможностью дальнейшего форсирования восьмицилиндрового двигателя;
- практически дизельная экономичность;
- стоимость двигателя была бы равна стоимости отечественного бензинового двигателя - ниже стоимости дизеля в 1,3-1,5 раза;
- отсутствие необходимости оснащения системой нейтрализации отработавших газов до уровня Евро 3 включительно.

Проблема с плохим смесеобразованием была бы решена, так как в СССР работали отраслевая наука и карбюраторные заводы. И был бы обеспечен высокий уровень локализации производства и отсутствие лицензионных и авторских платежей. Автомобили с такими свойствами были бы востребованы не только на отечественном, но и на зарубежном рынке.

Современный уровень развития бензиновых двигателей (таких, как ЗМЗ-405) - это работа на стехиометрическом составе смеси, применение системы нейтрализации отработавших газов с обратной связью и распределенного инжекторного впрыска в канал впускного клапана.

При этом, как и в карбюраторных бензиновых двигателях не используется обеднение смеси для повышения экономичности на частичных нагрузках. Кроме того, работа с  $\alpha \approx 1$  на всех режимах работы означает необходимость дросселирования двигателя, т.е. существенное снижение экономичности на частичных нагрузках.

Бедные смеси используются только в двигателях с GDI и дизелях и в настоящий момент времени в автомобилестроении происходит переход на эти типы двигателей.

### Двухтактные двигатели

Широкое распространение двухтактного двигателя в период его расцвета объясняется рядом его неоспоримых преимуществ перед двигателями других типов, прежде всего, четырехтактными. Это более простая и надежная конструкция, меньшие габаритные размеры, лучшее отношение массы к мощности, меньшая трудоемкость изготовления и др.

Наиболее перспективными направлениями совершенствования параметров двухтактных двигателей с кривошипно-камерной продувкой являются: сокращение потерь прямого выброса топлива с продувочным воздухом, расширение пределов качественно-регулируемого регулирования, ускорение процесса сгорания и увеличение его полноты.

Высокая степень перемешивания свежего заряда и отработавших газов в процессе газообмена и применение в качестве продувочного насоса кривошипной камеры, делают практически невозможным расслоение заряда в двухтактных двигателях традиционных схем.

Применение впрыска топлива в двухтактных двигателях в описываемый период времени было невозможно, прежде всего, по экономическим причинам.

Однако и попытка реализации цикла Кушуля в двухтактном

карбюраторном двигателе, привела к неудаче [20].

К уже отмеченным недостаткам, имеющимся в четырехтактных двигателях Кушуля, прибавился новый - фазовый сдвиг в перемещении поршней, составляющий 20...24° ПКВ, нарушал фазы газораспределения каждого из совместно работающих цилиндров, что приводило к ухудшению экономичности и снижению литровой мощности двухтактного двигателя.

С целью дальнейшего развития рабочего процесса А.И. Костин провел исследование двухтактного двигателя с новым рабочим процессом [21]. Изменения рабочего процесса двигателя Кушуля заключались в следующем:

1. Исключался фазовый сдвиг в движении поршней, они стали работать синхронно, в одной фазе. Это привело к возможности использования оптимальных фаз газораспределения в обоих цилиндрах и к исключению потерь на так называемый "холостой ход поршней".

2. В цилиндре № 2 появилась своя камера сгорания, что позволило избавиться от недоиспользования воздушного заряда второго цилиндра и применить для его воспламенения факельное зажигание. Исчезла необходимость минимизации остаточного объема камеры сжатия во втором цилиндре при изготовлении двигателя.

3. Новый двигатель работает с питанием обоих цилиндров смесью различного состава, то есть топливо, предназначенное для пары цилиндров, подается в оба цилиндра, за исключением режима холостого хода. Это исключило необходимость организации смесеобразования очень богатой смеси.

Схема нового рабочего процесса с искровым зажиганием представлена на рис. 3.

Новый рабочий процесс осуществляется следующим образом. При синхронном движении поршней в обоих цилиндрах, в процессе сжатия, часть заряда второго цилиндра перетекает через канал в первый цилиндр из-за разности объемов камер сжатия.

Заряд первого цилиндра, после воспламенения от свечи, интенсивно турбулизуется перетекающим зарядом, что обеспечивает быстрое и полное его сгорание. С развитием сгорания пламя, в виде факела горячей богатой смеси выбрасывается через канал в камеру сгорания второго цилиндра и обеспечивает сгорание бедных смесей с высокими скоростями. После сгорания бедной смеси второго цилиндра, пламя в виде факела перетекает обратно в первый цилиндр и обеспечивает турбулизацию смеси на последней стадии сгорания и полное ее дожигание.

Таким образом, активное направленное воздействие на рабочий процесс (турбулизация и факельное зажигание) в новом рабочем процессе обеспечивается на всех стадиях рабочего процесса - на такте сжатия топливной смеси, развития сгорания, сгорания бедных слоев смеси с высокой скоростью во втором цилиндре и дожигания богатой смеси после сгорания за фронтом пламени в первом цилиндре.

Активное направленное воздействие на рабочий процесс обеспечивается в новом двигателе не только сжатым в цилиндре воздухом, как в двигателе Кушуля, но и благодаря газодинамическим процессам, обладающих значительно большей энергией, а, следовательно, и возможностями.

Исследования показали, что объем перетекающих газов в новом двигателе составляет до 25...35 % заряда цилиндра. У двигателя с форкамерно-факельным зажиганием до 8...12 %.

Следовательно, степень активного направленного воздействия на рабочий процесс у нового двигателя больше, чем у форкамерно-факельного двигателя и двигателя Кушуля не только по

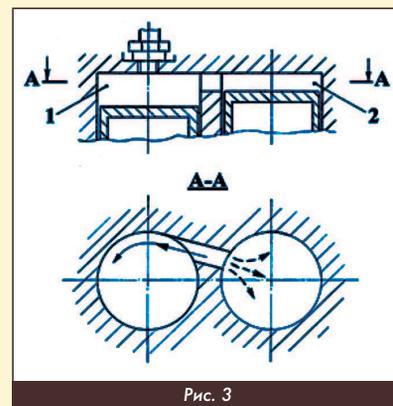


Рис. 3

числу активных стадий, но и по своей абсолютной величине, что позволяет решать самые сложные задачи двигателестроения.

При этом осуществление рабочего процесса в двух сообщающихся цилиндрах не приводит к значительному усложнению конструкции двигателя, так как изготовление всех необходимых деталей возможно по технологии, традиционной для производства обычных двигателей.

Один из первых двигателей с новым рабочим процессом прошел полный цикл испытаний в ВНИИМотопроме (Серпухов) в 1976-1982 годах.

Основой оценки эффективности любого нового способа работы двигателя, является сравнение его параметров с параметрами существующих двигателей. При этом наибольшую достоверность имеют результаты, полученные при исследовании различных способов организации рабочего процесса на одном и том же двигателе с сохранением идентичности условий проведения испытаний.

Конструкция опытного двигателя предусматривала возможность организации рабочего процесса, как в двух совместно работающих цилиндрах, так и в каждом цилиндре отдельно. В последнем случае двигатель работал как обычный двухтактный двухцилиндровый двигатель, и его параметры использовались при сравнительном анализе как базовые.

Изменение организации рабочего процесса осуществлялось заменой головки цилиндров, изменением расположения кривошипов 0 градусов (вместо 180 градусов) и регулировкой системы питания при неизменности основных деталей двигателя: блока цилиндров, картера, деталей поршневой и кривошипно-шатунной групп, систем глушения шума впуска и выпуска.

В обоих вариантах для питания цилиндров использовались отдельные карбюраторы.

В качестве базового двигателя, на котором проводились испытания, был использован двухцилиндровый двухтактный двигатель с кривошипно-камерной продувкой ВНИИ-3.101 (рис. 4, 5), размерностью  $D/S = 43/43$  мм ( $V_h = 125$  см<sup>3</sup>).

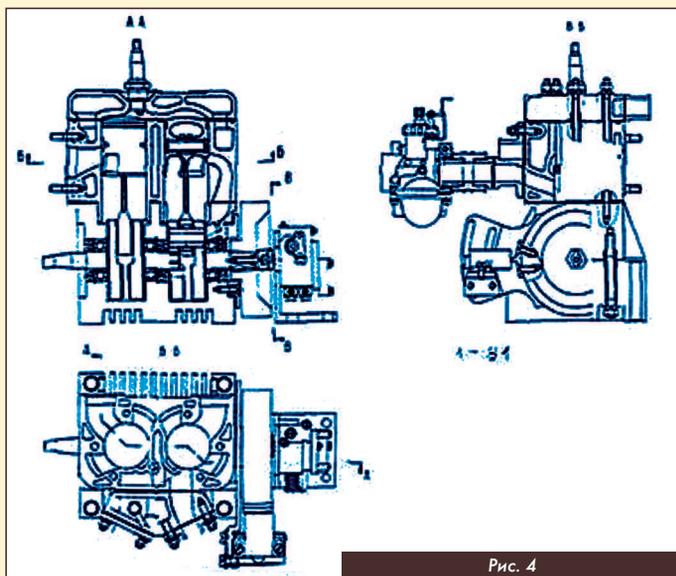


Рис. 4

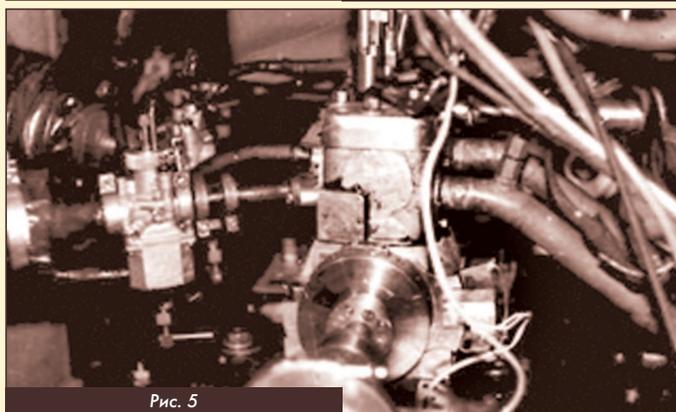


Рис. 5

На режиме максимальной мощности при  $n = 6900$  об/мин удельный расход топлива обоих двигателей одинаков - 435 г/кВт·ч. Максимальная мощность базового двигателя - 9,3 кВт, двигателя с послойным смесеобразованием (ДПС) - 9,2 кВт.

Минимальный удельный расход топлива ДПС - 354 г/кВт·ч (260 г/л.с.ч), базового - 370 г/кВт·ч (272 г/л.с.ч) [22].

Базовый двигатель и ДПС имели одинаковую геометрическую степень сжатия  $\varepsilon = 13$  и работали на бензине А-76, что допустимо для обычного двигателя малой размерности. Таким образом, ДПС не имел преимуществ перед базовым двигателем из-за главного термодинамического фактора - повышения используемого термодинамического перепада температур в цикле, который увеличивается при росте степени сжатия.

Поэтому главная причина лучших показателей двигателя ДПС - более полное и быстрое сгорание заряда и работа на бедных смесях.

Состав смеси на ДПС изменялся в пределах  $\alpha = 0,95...2,25$ , а на базовом двигателе -  $\alpha = 0,7...1,1$ .

Измерение концентрации СО и СН в отработавших газах производилось инфракрасным газоанализатором МЕКСА-322 (Япония) [22]:

В базовом двигателе содержание СО составляло - 6,0...0,2 %, содержание СН - 5000...3000 млн<sup>-1</sup>. В ДПС содержание СО - от 0,2 % и менее, содержание СН - 2000...1500 млн<sup>-1</sup>.

Наиболее полное сравнение экономичности двух двигателей можно провести по их многопараметровым характеристикам, представленным на рис. 6.



Рис. 6: а - двигатель ДПС; б - базовый двигатель

Из характеристик следует, что при новом способе работы сохраняются эффективные показатели на режиме полной мощности, но при этом существенно улучшается экономичность на режимах частичных нагрузок [23].

На двигателе ДПС, зона максимальной экономичности сдвигается в сторону больших нагрузок (зона режимов, при которых удельный расход топлива не превышает 410 г/кВт·ч на графике выделена) и охватывает для двигателя ДПС практически всю область эксплуатационных нагрузок, а для базового двигателя с разделенными цилиндрами - лишь область средних нагрузок.

Велико и различие удельных расходов топлива в области малых нагрузок - при  $P_e < 0,2$  МПа.

Настолько значительное повышение экономичности двигателя ДПС объясняется рядом причин, главные из которых, как показали проведенные испытания, являются следующие:

1. Повышение стабильности последовательных циклов на всех режимах работы двигателя благодаря надежному воспламенению и сгоранию с высокой скоростью части заряда, расположенной вблизи свечи зажигания, а также его нечувствительность к изменению угла опережения зажигания в широких пределах, что существенно повышает надежность нового двигателя [24].

Двухтактный двигатель с кривошипно-камерной продувкой в режиме холостого хода работает при коэффициенте остаточных газов - 0,3...0,4 и более. Это приводит к ухудшению воспламеняемости заряда, снижению интенсивности сгорания и скорости распространения фронта пламени [10].

В итоге двигатель начинает работать как четырехтактный с воспламенением заряда через цикл.

Отметим, что по опубликованным данным степень неравно-

мерности рабочего процесса многоцилиндровых четырехтактных карбюраторных двигателей на полной нагрузке при коэффициенте остаточных газов 0,85...0,90 достигает 30 % и более и только применение впрыска уменьшает эту величину до 6...7 % [24].

Уменьшение расхода топлива в режиме холостого хода и высокая стабильность рабочих циклов благоприятно влияют на результаты испытаний двигателя по ездовым циклам, на выброс токсичных веществ с отработавшими газами на всех режимах работы и др. [25].

2. Сокращение потерь прямого выброса, особенно на режимах малых нагрузок, связанное с возможностью значительного обеднения смеси в цилиндре без свечи зажигания вплоть до подачи в этот цилиндр только воздуха.

При подаче в цилиндры двигателя смеси различного состава возможно применение различных значений фазы начала выпуска в сочетании с индивидуальной настройкой акустических систем выпуска каждого цилиндра. При этом, увеличив фазу выпуска цилиндра без свечи и соответственно уменьшив ее в цилиндре со свечой зажигания, можно добиться на частичных нагрузках уменьшения прямого выброса из последнего цилиндра (прямого выброса богатой смеси; путём увеличения прямого выброса обедненной смеси из первого цилиндра) [26].

Возможно применение расслоения заряда ТВС при продувке и непосредственного впрыска.

3. Описанная организация рабочего процесса позволяет значительно расширить пределы качественного регулирования и обеспечить связанное с ним повышение термического КПД рабочих циклов.

Проведенные исследования показывают, что в двигателе ДПС достигается глубокое расслоение топливного заряда, которое и позволяет осуществлять сжигание настолько обедненных смесей.

Причем это расслоение "правильное" - если в цилиндр со свечой зажигания подается смесь с большим содержанием топлива, чем в цилиндр без свечи, то, в результате частичного смешения зарядов цилиндров в процессе сжатия, в целом по камере сгорания топливо распределяется в смеси по закону, близкому к "направленному расслоению" [27].

На режиме максимальной мощности в оба цилиндра подается смесь мощностного состава (например, с  $\alpha = 1,0...0,9$ ). По мере снижения мощности смесь в цилиндре со свечой зажигания обедняется до экономичного состава (например, с  $\alpha = 1,1...1,2$ ), а в цилиндре без свечи - вплоть до чистого воздуха. Дальнейшее снижение мощности требует перехода к дросселированию.

При одинаковых размерах цилиндров с  $\alpha = 1,1...1,2$ , качественное регулирование мощности возможно до  $\alpha = 2,2...2,4$ .

Возможно качественное регулирование двигателя и во всем диапазоне рабочих режимов, но в этом случае рабочий объем цилиндра со свечой зажигания должен быть меньше, чем в цилиндре без свечи (примерно в отношении 1:4). Однако такая конструкция двигателя представляла бы меньший интерес для промышленности, так как отсутствие унификации деталей шатунно-кривошипного механизма и поршневой группы усложнила бы производство [28].

4. Повышение степени сжатия, при которой двигатель способен работать без признаков детонации. Наиболее важными эксплуатационными режимами работы транспортного двигателя являются режимы частичных нагрузок [29].

При этом степень сжатия оказывает значительное влияние на эффективные показатели двигателя. Наиболее существенно это влияние проявляется при увеличении  $\varepsilon$  от 8 до 13, дальнейшее повышение  $\varepsilon$  приводит лишь к росту механических потерь.

Степень сжатия двигателя ДПС в исследовательских целях была доведена до  $\varepsilon = 16,7$  при этом признаков детонации при работе на бензине А-76 не отмечено.

Это оказалось возможным благодаря интенсивной турбулизации заряда в период видимого сгорания, что ускоряло сгорание заряда в полости цилиндра без свечи зажигания и препятствовало возникновению детонации.

Базовый двигатель с разделенными цилиндрами устойчиво работал лишь до  $\varepsilon = 13$ . Дальнейшее увеличение  $\varepsilon$  базового двигателя приводило при  $n = 5500$  об/мин к калильному зажиганию, устранить которое не удалось, даже применяя свечу с высоким калильным числом (Bosch 400) [22].

5. Ускорение процесса сгорания искусственным генерированием турбулентных пульсаций заряда, что приводит к более выгодному, с точки зрения термодинамики, выделению тепла по углу поворота коленчатого вала. Улучшение параметров двигателя возможно ускоренным дожиганием частей заряда, расположенных в наиболее отдаленных от свечи зажигания зонах камеры сгорания и сгорающих в последнюю очередь, что обеспечивает завершение сгорания ближе к ВМТ и повышает действительную степень расширения рабочего тела.

Высокие скорости струйных течений газа в процессе сгорания разрушают слои заряда, расположенные у стенок камеры сгорания в зоне интенсивного теплоотвода, где их турбулизация недостаточна, вовлекают их в процесс сгорания, что способствует повышению экономичности и снижению токсичности отработавших газов, прежде всего на режимах средних и высоких нагрузок. Это является важнейшим фактором улучшения экономичности двигателя на всех режимах его работы и снижения требований двигателя к октановому числу применяемого топлива. Ускорение процесса сгорания двигателя ДПС путём обеспечения турбулизации заряда было подтверждено индицированием и уменьшением оптимальных значений угла опережения зажигания.

Оценить влияние турбулизации заряда в двигателе на режиме холостого хода позволяет питание обоих цилиндров смесью с  $\alpha_1 = \alpha_2 = 0,7...0,75$ . При этом расход топлива снижался на 22...26 % в сравнении с традиционным двигателем.

Положительное влияние турбулизации заряда в процессе сгорания двигателя ДПС было отмечено на всех режимах, кроме режима максимальной мощности, когда при максимальных оборотах высокий уровень турбулизации отмечается и на обычном двигателе.

В двухтактном двигателе ускорение процесса сгорания приобретает особую важность, так как коэффициент остаточных газов в нем достигает больших величин, чем в четырехтактном двигателе. Это приводит к замедлению процесса сгорания и увеличению отвода тепла в стенки камеры сгорания, в частности, в днище поршня [7]. Поэтому при нагрузках близких к номинальным, в большинстве двухтактных двигателей смесь обогащается до  $\alpha = 0,80...0,85$ , чтобы обеспечить отвод тепла от поршня благодаря испарению топлива и сокращению времени контакта поршня с горячими газами, что уменьшает опасность его перегрева и заклинивания [30].

Наличие соединительного канала с достаточной площадью поперечного сечения создают струйные течения заряда в процессе сгорания, вполне аналогичные тем, которые генерируются в камерах сгорания при наличии вытеснителя на поршне или головке цилиндра.

Но в отличие от вытеснителей расположение и площадь поперечного сечения соединительного канала остаются неизменными в течение всего процесса, что способствует созданию более интенсивных и направленных вихрей, которые могут обеспечить лучшее перемешивание зарядов цилиндров, а значит и более полное сгорание топлива.

На создание такой турбулентности затрачивается минимальное количество энергии, так как турбулентность создается непосредственно вблизи ВМТ, то есть именно в тот момент, когда она необходима для интенсификации процесса сгорания.

Для определения факторов, влияющих на скорость перемещения фронта пламени в камере сгорания двигателя ДПС, были проведены исследования динамики сгорания с помощью ионизационных датчиков. Головка цилиндров, подготовленная для регистрации скорости прохождения фронта пламени, с установленными ионизационными датчиками показана на рис. 7.

В двигателях, конструкции которых не предусмотрены специ-

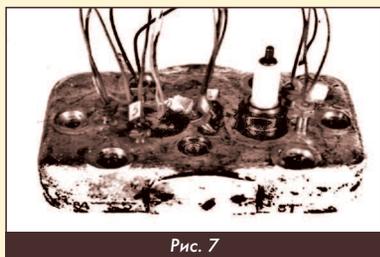


Рис. 7

альные меры по усилению турбулентных пульсаций заряда, скорость фронта пламени не превышает 30...35 м/с [7]. Применение вытеснителей повышает значение этой скорости до 40...50 м/с [10].

Организация рабочего процесса с двухстадийным сгоранием заряда способствует повышению скорости фронта пламени до 200...250 м/с [31].

Такие высокие скорости в двигателе с обычной камерой сгорания возможны лишь при значительном форсировании двигателя по частоте вращения коленчатого вала. Так фирмой Honda на четырехтактном мотоциклетном двигателе при  $n = 16\,000$  об/мин зарегистрирована скорость 180 м/с [32].

Двигатель ДПС испытывался с максимальными оборотами до 7200 об/мин и при установке позднего угла опережения зажигания скорость фронта пламени в соединительном канале превысила 300 м/с [23]. Таким образом, скорость распространения фронта пламени в двигателе ДПС в 4...8 раз больше, чем в обычном двигателе.

Важное место в проведении НИОКР занимали расчетно-теоретические исследования. Был разработан метод анализа теоретического цикла в двух сообщающихся цилиндрах, учитывающий различие начального состава рабочих тел в цилиндрах с различными степенями сжатия [33].

Была разработана математическая модель, состоящая из алгоритма и программы для ЭВМ, позволяющая расчетным путем определять параметры зарядов в каждом из совместно работающих цилиндров с учетом изменения массы зарядов, их теплоемкости, подвода тепла от сгорания топлива и теплопередачи.

Расчеты теоретического цикла двигателя с двумя сообщающимися цилиндрами при подаче в каждый цилиндр независимого состава смеси были осуществлены на ЭЦВМ "Наири К". Сравнение термического КПД цикла Отто и цикла, осуществляемого в двух сообщающихся цилиндрах, показывает, что при равных степенях сжатия термический КПД, исследуемого цикла на 11 % выше, чем цикла Отто [23].

В публикации советской технической литературы указывалось, что данный двухтактный двигатель при дальнейшем развитии может выйти на уровень эффективных параметров четырехтактного двигателя без применения впрыска топлива, катализаторов и других устройств повышения экономичности и снижения токсичности отработавших газов [35]. Конструкция двигателя ВНИИ-3.101 решением НТО ВНИИмотопрома была утверждена,

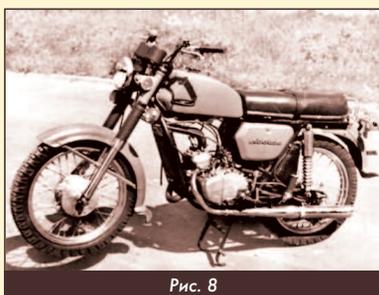


Рис. 8

как основа силового агрегата перспективного мотоцикла для Минского мотоциклетного завода (рис. 8).

Расчет народнохозяйственного экономического эффекта от внедрения на Минском мотовелозаводе такого двигателя, показал, что годовой народнохозяйственный экономический эффект составил 227,7 тыс. руб. в ценах 1978 года. При этом годовая экономия топлива составила бы 3920 тыс. литров [23].

Серийного производства экологически чистого двухтактного двигателя организовано не было. Минский мотоциклетный завод выпускал хорошие легкие мотоциклы, которые удостоились похвалы даже такой популярной телепрограммы, как Top Gir (в цикле передач про Вьетнам). Однако отсутствие на ММЗ производства собственного двигателя с необходимыми экологическими показателями, а также запрет на использование двухтактных двигателей довели предприятие до состояния нерентабельности и в итоге к его закрытию.

#### Четырехтактный двигатель с новым рабочим процессом

После получения положительных результатов испытания двухтактного двигателя ВНИИ-3.101 был сделан вывод о перспективности нового рабочего процесса для четырехтактных двигателей.

Новый двигатель при полном открытии дроссельной заслонки может работать, как и дизель, с коэффициентом избытка воздуха  $\alpha = 1,4$ . Поэтому появилась возможность сравнить показатели этих двигателей с одинаковыми значениями  $\alpha = 1,4$  с помощью расчета по методике И.И. Вибе.

По расчету эффективный КПД нового четырехтактного двигателя при  $\varepsilon = 11$  и  $\alpha = 1,4$  равен 0,383.

У дизеля без наддува с неразделенной камерой сгорания при  $\varepsilon = 17$  и  $\alpha = 1,4$  эффективный КПД равен 0,351. При этом максимальное давление сгорания дизеля  $P_z = 8,9$  МПа, а у нового двигателя  $P_z = 6,0$  МПа [22].

В результате экономичность нового двигателя будет выше, чем у дизеля на 9 % из-за уменьшения механических потерь и сокращения продолжительности сгорания топлива по углу поворота коленчатого вала (механический КПД равен 0,83 вместо 0,78) при увеличении литровой мощности на 14 %.

Дополнительные преимущества предлагаемого двигателя по сравнению с дизелем:

1. Снижение уровня шума из-за уменьшения максимального давления сгорания в 1,5 раза и снижение жесткости рабочего процесса;

2. Уменьшение массы двигателя при одинаковой мощности примерно в 2 раза;

3. Возможность увеличения мощности увеличением частоты вращения до  $n = 6000$  об/мин., тогда как нормальная работа дизеля ограничена  $n = 4000$  об/мин.;

4. Первоначальная стоимость предлагаемого двигателя в 1,3...1,6 раза ниже (на уровне стоимости современного бензинового двигателя);

5. Многотопливность, т.е. способность работы без детонации на низкооктановых сортах топлива и, в связи с этим, более низкая стоимость топлива. Например, стоимость бензина А-80 на 20 % ниже стоимости дизельного топлива;

6. В связи с наличием активного направленного воздействия на процесс сгорания на всех его стадиях, токсичность отработавших газов снижается в три - пять раз на частичных нагрузках по сравнению с традиционными двигателями.

Для дополнительного снижения токсичности могут быть использованы средства по снижению токсичности отработавших газов, применяемые в современном двигателестроении.

Первые шаги экспериментального исследования 4-тактного ДПС были сделаны на опытных образцах 4-цилиндровых двигателей - Каспий-65 и ДНБ-4.

Разработка проектов двигателей проводилась под руководством В.М. Кушуля и А.И. Костина. На двигатели были оформлены патенты РФ № 2008478, № 2117790, № 2117791 [35].

Из-за отсутствия условий для работы, полного цикла испытаний и исследований по этим проектам провести не удалось. Однако предварительные результаты, полученные при доводке опытных образцов, показывают перспективность применения нового рабочего процесса в четырехтактных двигателях [36].

Четырехтактные двигатели с новым рабочим процессом имели не кривошипно-шатунный, а бесшатунный силовой механизм (БСМ), который так же требовал изучения, что увеличивало объемы доводочных работ.

Первый проект четырехтактного двигателя с новым рабочим процессом - "Каспий-65" разрабатывался в качестве двигателя для спасательной шлюпки, опытный образец был изготовлен на ПО "Дагдизель" (Каспийск), и там же в 1990 году начались первые испытания. Шлюпочный двигатель должен обладать малыми размерами, возможностью ручного запуска и при этом работать на дизельном топливе, что сложно обеспечить при степени сжатия  $\varepsilon = 17$ .

Двигатель "Каспий-65" имел  $\varepsilon = 11,5$ , мог работать на дизель-

ном топливе с искровым зажиганием и имел БСМ, который обеспечивал более высокий механический КПД, полную уравновешенность сил и моментов инерции, а так же компактность конструкции.

БСМ двигателя "Каспий-65" был спроектирован так, чтобы в одном двигателе можно было бы получить как рабочий процесс двигателя Кушуля, так и новый рабочий процесс. Это достигалось установкой двух линий валов либо в одну фазу, либо обеспечивался фазовый сдвиг в движении поршней.

Фотография двигателя "Каспий-65" представлена на рис. 9.

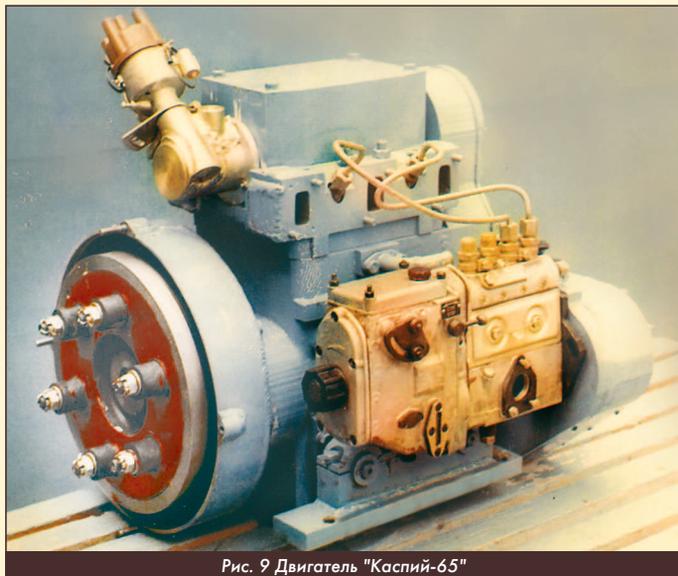


Рис. 9 Двигатель "Каспий-65"

Главный вопрос по БСМ - величина механических потерь ( $N_m$ ). При прокрутке двигателя при  $n = 1000 \text{ мин}^{-1}$  и температуре масла  $t_m = 70 \text{ }^\circ\text{C}$  величина механических потерь составила:  $N_{m1} = 1,32 \text{ кВт}$ .

Для двигателя близкой размерности МЗМА-407 (4ч 7,6/7,5) при  $t_m = 70 \text{ }^\circ\text{C}$ , по опубликованным данным,  $N_{m2} = 1,44 \text{ кВт}$ , т. е. на 9 % больше, чем у двигателя с БСМ - (отношение величин механических потерь):

$$N_{m\text{-отн}} = N_{m2} / N_{m1} = 1,44 / 1,32 = 1,09.$$

Если же учесть большие значения хода поршня  $S$  (8,8 вместо 7,5 см) и степени сжатия  $\varepsilon$  (11,5 вместо 7,0), то снижение  $N_m$  составляет 52 % [37]:

$$N_{m\text{-отн}} = 1,09 \cdot 1,08 \cdot 1,29 = 1,52.$$

По новому рабочему процессу была продемонстрирована устойчивая работа на стенде под нагрузкой до 4200 об/мин четырехтактного двигателя с диаметром цилиндра 76 мм на бедной смеси с  $\alpha = 2$  и со степенью сжатия  $\varepsilon = 11,5$  на бензине А-76.

Из-за отсутствия финансирования работ, завершить работу по доводке и, тем более по исследованию двигателя, не удалось.

Однако этот двигатель привлек внимание частных инвесторов, и в 1996 году группа авторов-разработчиков получила финансирование на продолжение работы, но уже по другим проектам. В проекте двигателя ДНБ-4 (автомобильная модификация) был учтен опыт "Каспия-65". В результате была использована конструктивно более простая схема БСМ с уменьшенным числом трущихся пар, уменьшены размеры и масса двигателя (рис. 10).

Упрощение конструкции

достигнуто использованием одновальной схемы БСМ. На рабочую шейку коленчатого вала действуют одновременно два поршня, а нижняя часть штоков объединена в общий ползун. Основная часть деталей была изготовлена на ТМЗ (ПО "Турбомоторный завод", Екатеринбург). Там же были проведены холодная обкатка и горячая на режиме холостого хода до  $n = 3000 \text{ мин}^{-1}$ .

Временный стенд позволял осуществлять прокрутку и запуск двигателя при отсутствии нагрузочного устройства. После первой сборки и обкатки, величина механических потерь оказалась выше, чем у двигателя близкой размерности МЗМА-407. Вместе с тем, двигатель устойчиво работал на режиме холостого хода в диапазоне  $n = 800 \dots 3000 \text{ об/мин}$ . Расход топлива, замеренный при  $n = 2400 \text{ об/мин}$ , оказался на 10 % ниже, чем у МЗМА-407.

В данном случае преимущества нового рабочего процесса (более высокая степень сжатия, высокая полнота сгорания топлива, работа на режиме холостого хода с  $\alpha > 1$ ) превалировали над ростом механических потерь. Двигатель работал при степени сжатия  $\varepsilon = 11,5$  на бензине А-76.

В ходе разборки двигателя никаких следов наработки или заедания в парах трения обнаружено не было. После проведения ряда конструктивных и технологических мероприятий двигатель снова прошел холодную и горячую обкатку при  $n = 800 \dots 3000 \text{ об/мин}$ . Величина механических потерь была снижена до нормального уровня [36]. Конструктивные и технологические мероприятия заключались в изменении параметров системы смазки, исправления недостатков изготовления деталей и их конструкции и т.д.

Был создан новый научно-технический задел и в области двухтактных двигателей.

Двигатель мотоциклетного типа 2Д-200 (рис. 11) разрабатывался по инициативе СКБ ЗИД (Ковров), профинансировавшего эскизный проект двигателя и рабочий проект системы непосредственного впрыскивания бензина. В дальнейшем, благодаря спонсорской поддержке, был разработан технический проект и изготовлены опытные образцы.



Рис. 11 Двигатель 2Д-200

Опытный образец 2Д-200 испытывался на стенде [37]. Проведены холодная и горячая обкатки двигателя. Характеристика механических потерь после 15-часовой обкатки при температуре масла  $t_m = 45 \text{ }^\circ\text{C}$  приведена на рис. 12, при наличии масляного и водяного насосов, а также приводного продувочного насоса.



Рис. 12 Характеристика механических потерь двигателя 2Д-200

На первом этапе испытаний (горячая обкатка и под нагрузкой) двигатель работал в диапазоне  $n = 1400 \dots 5000 \text{ мин}^{-1}$ .

Данные по  $N_m$  не являются окончательными. Необходимо провести испытания при  $t_m = 70 \dots 80 \text{ }^\circ\text{C}$ , что в обычном ДВС (в сравнении с  $t_m = 45 \text{ }^\circ\text{C}$ ) снижает  $N_m$  приблизительно на 20 %. Кро-

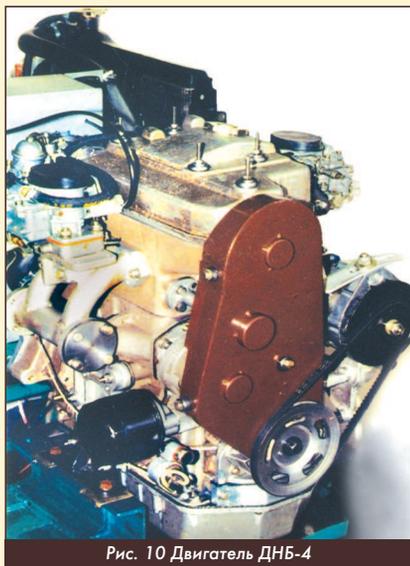


Рис. 10 Двигатель ДНБ-4

ме того, в отличие от двигателя Баландина, в парах ползун-направляющая не были использованы специальные антифрикционные материалы (подшипниковые сплавы). Следующий этап испытаний должен был быть проведен после нанесения на поверхности ползунов антифрикционного слоя и при замене карбюратора системой впрыскивания топлива [38].

Было проведено динамическое моделирование БСМ. При динамическом моделировании производились измерения с исполь-

зованием малогабаритного датчика Analog Devices EVAL-ADXL377Z фирмы "Брюль и Кьер", установленном на поршне силового механизма бесшатунного двигателя 2Д-200; результаты измерений сравнивались с результатами, полученными при расчете механизма в пакете ANSYS [39].

Технические характеристики ряда созданных новых двигателей приведены в таблице №1.

Технические характеристики двигателей							
Модель двигателя	ВНИИ 3.101 2-тактный	Каспий-65 4-тактный	ДНБ-4 4-тактный	2Д-200 2-тактный	ДН-2 4-тактный	БК-93 4-тактный	АИК.97 2-тактный
Число цилиндров	2	4	4	2	2	4	2
Диаметр цилиндров, мм	43	76	76	52	76	76	54
Ход поршня, мм	43	88	76	47	71	76	54
Степень сжатия	13	11,5	11,5	12,5	11,5	11,5	12,5
Мощность, кВт (л.с.)	9,6 (13)	47,8 (65)	30 (40,8)	16,5 (22,4)	11 (14,9)	59 (80)	16,9 (23)
Частота вращения, об/мин	7200	4000	3000	6000	3000	5800	6000
Минимальный удельный расход топлива, г/кВт·ч (г/л.с.·ч)	354(260)	224(165)	217(160)	270(200)	245(180)	224(165)	340(250)
Масса	13	75	70	18	36	75	18
Силовой механизм	КШМ	БСМ	БСМ	БСМ	КШМ	БСМ	КШМ
Примечание	-	-	-	С впрыскиванием топлива	С воздушным охлаждением	-	-
Назначение двигателя	Мотоциклы, ультралегкие летательные аппараты	Спасательная шлюпка, катер, привод генератора	Коммунальная техника, погрузчики, привод генераторов	Мотоциклы, ультралегкие летательные аппараты, привод генераторов, лодочные моторы	Мотоблоки	Автомобили	Мотоциклы, лодочные моторы, привод генераторов

Таблица 1

### Двигатели с воспламенением от сжатия (дизели)

Современный дизельный двигатель является наиболее используемым поршневым двигателем в морском и наземном транспорте и имеет качественное регулирование мощности и непосредственный впрыск топлива.

В нашей стране и за рубежом введены нормы токсичности отработавших газов, которые постоянно ужесточаются. Однако и раньше особенно жесткие требования по содержанию токсичных компонентов, главными из которых являются окись углерода СО и окислы азота NO<sub>x</sub>, предъявлялись к двигателям, работающим в условиях шахтных и открытых карьерных разработок.

Поэтому в этих условиях используются только дизели, обладающие более высокими экологическими характеристиками в сравнении с бензиновыми двигателями. Вместе с тем обычные дизели выделяют значительно большее количество токсичных веществ, чем допускается специальными нормами для подземных горных выработок.

Для снижения токсичности отработавших газов используются дорогостоящие и неудобные в использовании нейтрализаторы, рециркуляция отработавших газов, термореакторы (дожигатели) отработавших газов, которые ухудшают эффективные характеристики дизельного двигателя, повышают тепловую напряженность, ведут к его усложнению и удорожанию эксплуатации [40].

Поэтому, задача создания малотоксичного дизеля в рабочем процессе которого, наряду с высокими эффективными показателями, уже содержались бы условия уменьшенного выхода токсичных веществ была актуальной всегда.

В середине 1970-х годов был изготовлен на базе тракторного двигателя харьковского завода "Серп и молот" дизельный двигатель Кушуля - ДК-9 (рис. 13).

Показатели ДК-9 заинтересовали институт геотехнической механики АН Украины (ИГТМ), который в СССР занимался реше-

нием экологических проблем при проведении горных работ.

Выход NO<sub>x</sub> в двигателе в основном определяется тремя факторами: максимальной температурой цикла, скоростью охлаждения продуктов сгорания в диапазоне температур свыше 1900...2100 К и концентрацией свободного кислорода. В обычном двигателе скорость охлаждения заряда связана лишь с теплоотдачей путем лучеиспускания. В двигателе Кушуля, при двухстадийном сгорании, скорость охлаждения горящих газов будет определяться и скоростью поступления высокосжатого воздуха в камеру сгорания. Кроме того, интенсивная турбулизация заряда в процессе сгорания приводит к устранению местных зон с повышенной температурой - источников образования окислов азота.

Опытный четырехтактный дизель ДК-9 испытывался по нагрузочным характеристикам в диапазоне n = 800...1400 об/мин.

Учитывая, что сведения о токсичности однотипных двигателей являются весьма разноречивыми и неполными, в качестве базы для сравнения был принят двигатель Д-12А, устанавливаемый на автосамосвале БелАЗ-540, по которому имеются данные Института геотехнической механики АН УССР по испытаниям в производственных условиях. Результаты испытаний двигателя ДК-9 приведены в табл. 2, двигателя Д-12А - в табл. 3.

Оценивая полученные результаты, необходимо отметить, что предельное содержание токсичных компонентов опытного двигателя значительно ниже, чем у двигателя Д-12А.

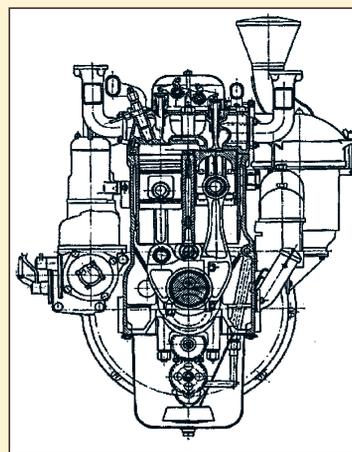


Рис. 13

Таблица 2

Двигатель ДК-9				
Мощность Ne, кВт	n, об/мин	Ge, г/кВт·ч	CO, мг/м <sup>3</sup>	NO <sub>x</sub> , мг/м <sup>3</sup>
16,9		295	1000	121
24,6	800	260	492	127
34,2		245	249	172
42,3		269	876	226
0		-	720	85
16,5		378	725	136
30,9	1000	265	372	274
51,5		234	1270	296
0		-	1210	17,7
17,8		498	1129	51,5
38,1	1200	290	1190	172
55,9		248	825	177
0		-	1250	18,5
22,6		390	1370	100,5
43	1400	283	1200	172
72,4		261	1730	203

Таблица 3

Двигатель Д-12А				
Режим	Ne, кВт	n, об/мин	CO, мг/м <sup>3</sup>	NO <sub>x</sub> , мг/м <sup>3</sup>
Холостой ход	0	707,5	1650	120
Горизонт, участок	80,6	1082	1140	576
Подъем	141,2	1963	1550	990
M <sub>кр. макс</sub>	282	1918	3200	1170
Разгрузка	0	2080	1000	268

У опытного двигателя ДК-9:

- содержание CO в пределах 249...1730 мг/м<sup>3</sup>,
- содержание NO<sub>x</sub> в пределах 18,5...296 мг/м<sup>3</sup>.

На серийном двигателе Д-12А, соответственно:

- содержание CO - 1000...3200 мг/м<sup>3</sup>,
- содержание NO<sub>x</sub> - 120...1170 мг/м<sup>3</sup>.

Весьма существенным является низкий уровень предельного азота. Для сравнения можно привести пределы содержания NO<sub>x</sub> других дизелей: 4Ч-10,5×13 - 680...3152 мг/м<sup>3</sup>, ЯМЗ-236 - 600...3100 мг/м<sup>3</sup>, ЯМЗ-204 - 425...3025 мг/м<sup>3</sup>.

Отбор проб газов в мешки и их анализ на газохроматографе проводился сотрудниками ИГТМ АН УССР.

По комплексной оценке, проведенной специалистами данного института, учитывающей наряду с CO и NO<sub>x</sub> содержание альдегидов, токсичность двигателя ДК-9 существенно ниже токсичности существующих дизелей и в связи с этим, было рекомендовано на базе ДК-9 создание опытной партии двигателей для промышленных испытаний в карьере и шахте [19].

Для более объективной оценки актуальности экологических показателей ДК-9 можно привести современный уровень содержания NO<sub>x</sub> в воздухе некоторых городов Германии (табл. 4).

Таблица 4

Уровень содержания NO <sub>x</sub>	
Место замера	Уровень выбросов, мг/м <sup>3</sup>
Stuttgard Am Neckartor (S)	82
Munchen / Landshuter Allee	80
Stuttgard Hohenheimer Strabe (S)	76
Reutlingen Lederstrabe Ost (S)	66
Kiel-Theodor-Heuss-Ring	65
Koln Clevischer Ring3	63
Hamburg Habichtstrabe	62

Из сравнения видно, что некоторые показатели эмиссии NO<sub>x</sub> в отработавших газах двигателя ДК-9 сопоставимы или даже лучше, чем показатели содержания NO<sub>x</sub> в воздухе некоторых городов Германии. При этом надо отметить, что двигатель ДК-9 не оснащался системами нейтрализации отработавших газов, в отличие от современных дизелей.

Работа по созданию малотоксичных дизелей продолжилась и привела к созданию новых конструкций дизельных двигателей Кушуля. На рис. 14 и 15 представлен компактный малотоксичный дизель ДК-15, который создавался для Луганского локомотивостроительного завода.

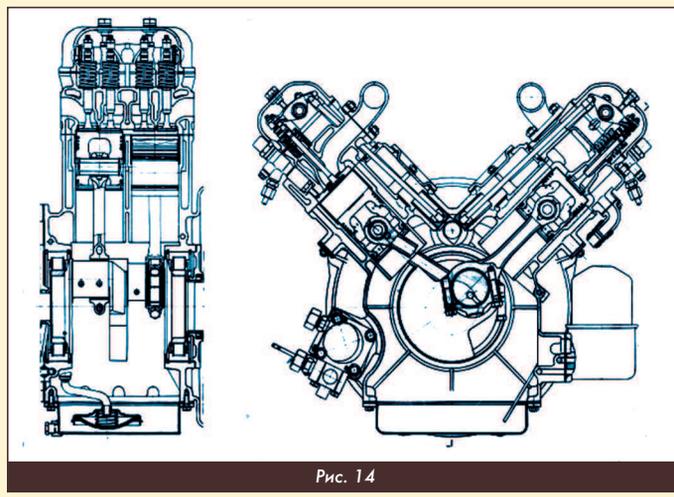


Рис. 14

Недостатком двигателя Кушуля, как в дизельном, так и в бензиновом вариантах, является недоиспользование воздушного заряда цилиндра высокого сжатия и снижение литровой мощности на 15...20 % в сравнении с традиционными двигателями.

Вместе с тем, условия взаимодействия зарядов совместно работающих цилиндров могут быть столь разнообразны, что представляется возможным найти новые способы организации рабочего процесса дизельного двигателя.

Предпочтительное применение дизельного двигателя в оборонных отраслях и во взрыво- и пожароопасных условиях диктовалось возможным отсутствием у последнего электронных и электрических систем, необходимых для работы двигателя с искровым зажиганием. Поэтому обеспечивалась большая пожаробезопасность и отсутствовала уязвимость силовой установки (СУ) дизеля от средств радиоэлектронной борьбы и ЭМИ-оружия (генератор электромагнитных импульсов).

Однако современный дизельный двигатель насыщен электронными и электрическими системами и в этом смысле почти не уступает двигателю с искровым зажиганием, при этом прирост эффективных характеристик современного дизеля полностью определяется наличием и характеристиками этих систем. Поэтому весьма актуальной задачей остается создание дизеля, высокие эффективные показатели которого достигались бы совершенством рабочего процесса, а не только наличием периферийных систем и агрегатов.

К основным эффективным показателям дизеля относятся - литровая мощность и экономичность. Литровая мощность дизеля ниже, чем у бензинового двигателя из-за невозможности работы с коэффициентом избытка воздуха  $\alpha < 1,4...1,5$ , связанного с неполнотой сгорания топлива и дымлением.

Что же касается экономичности, то она у дизеля выше, чем у бензинового двигателя (работающего с  $\alpha \approx 1$ ) не только из-за повышенной степени сжатия, но и, главным образом, благодаря использованию бедных смесей ( $\alpha > 1,4...1,5$ ). Проблемы с повышением экономичности дизеля связаны с ухудшением смесеобразования как на полной нагрузке (при малых  $\alpha$ ), так и на малых нагрузках при низкой частоте вращения вала.

Лучшие результаты по экономичности получены на двигателях с неразделенными камерами сгорания, но и они не обеспечивают достаточно полного сгорания при  $\alpha < 1,4...1,5$  и отличаются высокой жесткостью рабочего процесса.

В дизеле процесс смесеобразования протекает в 20...40 раз быстрее, чем в двигателе с искровым зажиганием. Топливо подается методом прямого позднего впрыска в камеру сгорания благодаря чему в дизеле возможно использование топлива с низкими

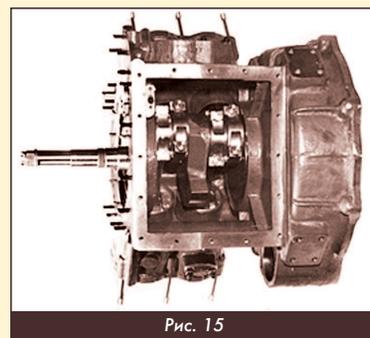


Рис. 15

антидетонационными свойствами, так как сильному сжатию подвергается чистый воздух, а образующаяся по мере впрыска ТВС, имеет разные значения  $\alpha$  по объему камеры сгорания (от капель топлива до чистого воздуха), что позволяет воспламениться только части топлива, избегая тем самым детонации, и обеспечивая зажигание всего заряда.

Эта неоднородность (плохое смешение) может использоваться для достижения более мягкой работы дизеля, так как вследствие многоочагового воспламенения скорость нарастания давления в камере сгорания дизеля значительно выше, чем у двигателей с принудительным зажиганием, где распространение фронта пламени идет из одной точки - от электродов свечи зажигания.

Главной проблемой смесеобразования и сгорания в дизелях является нахождение компромисса между желательности плохого смешения для подавления "стука" и желательности хорошего смешения для достижения полного сгорания при наименее возможном  $\alpha$  [41].

Отсутствие равномерного распределения топлива по всему пространству камеры сгорания (гетерогенная смесь) приводит к неполному сгоранию в зонах, где концентрация топлива высока, вследствие местного недостатка воздуха. Поэтому, не смотря на большое количество воздуха, подаваемого в дизель, выпуск его может быть дымным. Сажа (СН, черный углерод или твердые частицы), образовавшаяся в местах с богатой смесью попадает в смесь с большим содержанием кислорода только на более поздней стадии цикла, когда уже оставшиеся время и температура недостаточны для ее окисления.

Следовательно, на всех стадиях процесса смесеобразования и сгорания в камере сгорания дизеля необходимо "организованное" движение воздушного заряда, то есть турбулизация. Теоретическими исследованиями ряда ученых доказано, что создание управляемой турбулентности в период развитого горения является предпосылкой решения ряда проблем дизеля, связанных с улучшением использования воздушного заряда и улучшением экономичности на всех режимах. Однако практически такое завихрение в неразделенной камере не используется из-за отсутствия достаточно простого конструктивного решения.

В изложенном в данной статье новом способе работы двигателя с искровым зажиганием после последовательного воспламенения в обоих цилиндрах имело место завихрение заряда, которое было обязано своим появлением задержке воспламенения во втором цилиндре.

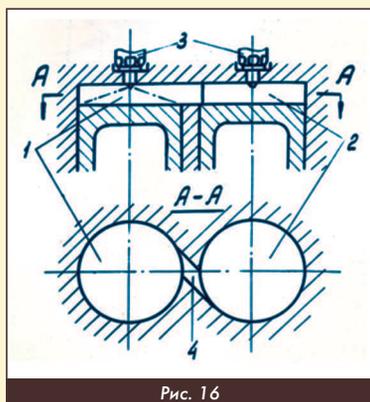
В дизеле аналогичная задержка может быть обеспечена относительной задержкой начала впрыска во второй цилиндр. Таким образом, схему нового рабочего процесса можно представить следующим образом.

В обоих цилиндрах - 1 и 2 - (рис. 16) установлены форсунки 3.

Камеры сгорания соединены каналом и имеют одинаковые степени сжатия. Поршни в цилиндрах двигаются синхронно. Несмотря на наличие канала 4, перетекания через него не происходит, так как степени сжатия в цилиндрах одинаковые ( $\epsilon_1 = \epsilon_2$ ) и равны степени сжатия существующих дизелей.

Сгорание начинается в первом цилиндре, и горящие газы частично перетекают во второй цилиндр, который в этот момент служит своеобразным демпфером, позволяющим уменьшить скорость нарастания давления.

Таким образом, реализуется известное преимущество двухфазного впрыска по снижению максимального давления сгорания  $P_z$  (примерно на 20 %) и жесткости рабочего процесса. Но, в от-



личие от известного двухфазного впрыска, в предлагаемом способе работы струей газа в цилиндре 2 формируется вихрь, способствующий улучшению смесеобразования, ускорению и более полному сгоранию топлива.

В предлагаемом способе работы дизеля используются два фактора, положительно влияющих на повышение литровой мощности, экономичности и снижения токсичности отработавших газов:

1. Факельное зажигание распыленного дизельного топлива.
2. Завихрение заряда в конечной фазе сгорания.

Из работ советского ученого А.С. Соколика [42] известно, что воспламенение горящими газами дизельного топлива, распыленного в камере сгорания, позволяет обеспечить бездымное сгорание вплоть до  $\alpha = 1,05...1,1$ .

Достижения подобной величины  $\alpha$  следует ожидать и в цилиндре 2, где перетекающие газы одновременно являются источником турбулизации, способствующей догоранию топлива. По мере развития сгорания в цилиндре 2, газы перетекают обратно в цилиндр 1, где интенсивно турбулизируют догорающий заряд.

Последнее условие, подтвержденное рядом экспериментальных работ, обеспечивает бездымную работу с  $\alpha = 1,1...1,15$  и уменьшает удельный расход топлива на 7...9 %. Количество газа, идущего на завихрение в этих экспериментах, составляло 5...6 % общего заряда [43].

В предлагаемом способе работы расчетная величина перетекающего заряда составляет около 9 % общего заряда цилиндров. Потери энергии на завихрение заряда составляют по расчетам 22 % от аналогичных потерь на перетекание заряда вихрекамерного двигателя [21].

Таким образом, разделение впрыска по цилиндрам и воспламенение части заряда горящими газами позволяет существенно воздействовать на динамику процесса сгорания и осуществить бездымное сгорание при  $\alpha = 1,15$ . Кроме того, имеется возможность управлять интенсивностью вихря, оптимального для конкретного скоростного и нагрузочного режима.

В каждом из цилиндров нового двигателя используется неразделенная камера сгорания, обеспечивающая лучшую экономичность. В предлагаемом способе работы, при работе с  $\alpha = 1,15$  литровая мощность будет выше в 1,2...1,3 раза, чем в обычном дизеле с  $\alpha = 1,4...1,5$ .

При работе предлагаемого дизеля при тех же значениях  $\alpha$ , что и в обычном дизеле, его экономичность будет выше на номинальном режиме на 5...8 %, на режимах малых нагрузок при низкой частоте вращения коленчатого вала примерно на 10 %, а токсичность отработавших газов будет соответствовать нормам Евро 5 [44].

Для дополнительного снижения токсичности могут быть использованы средства по снижению токсичности отработавших газов, применяемые в современном дизелестроении.

Опытная проверка предлагаемого способа работы дизеля еще не проведена. Но основные факторы, положительно влияющие на улучшение процессов смесеобразования и сгорания (воспламенение части заряда горящими газами и завихрение части заряда в конечной фазе сгорания) прошли опытную проверку на опытных образцах двигателей с искровым зажиганием, о которых было рассказано выше.

### Заключение

В нашей стране действует фактический запрет на освоение в серийном производстве техники мирового уровня и тем более техники, превосходящей мировой.

В СССР была модель "догоняющего развития" и "неуклонной модернизации" по уровню западных стран. Отраслевые институты выполняли и выполняют свою роль именно в этом качестве. Особенно это было заметно по советскому автомобилестроению- и двигателестроению.

Однако существовала принципиальная возможность создания и проведения исследований новых оригинальных разработок на основе отечественных идей и изобретений. На предприятиях существовали "фонды по новой технике", которые не могли быть

использованы на другие нужды. Иногда это приводило к созданию прорывных технических решений, которые показывали альтернативный путь развития в соответствующих областях техники. Что само по себе является весьма ценным результатом.

С начала 1990-х годов проведение исследований в нашей стране в данных областях техники стало невозможным. Заявки на проведение НИОКР и исследований на период более трех лет не принимаются, а тематика разработок в области поршневых ДВС не считается приоритетной. Однако охрана окружающей среды остается одной из самых актуальных проблем. Одним из существенных источников загрязнения атмосферы городов являются двигатели внутреннего сгорания.

Так как наша страна не является субъектом в технической политике в данной области, мы вынуждены двигаться в едином направлении с развитыми странами. Однако и у этих стран нет ответов на все вопросы.

В конце 2015 года было заключено Парижское соглашение по климату, предусматривающее снижение вредных выбросов в атмосферу. В это время дизельные машины занимали половину рынка новых автомобилей в Европе, так как считалось, что лучшая экономичность дизеля снижает эмиссию CO<sub>2</sub>.

Были проведены несколько исследований, результаты которых показали, что дизельные двигатели, выбрасывающие в атмосферу больше NO<sub>x</sub>, чем бензиновые аналоги, оказывают прямое влияние на развитие аллергии, инфарктов, инсультов и раковых заболеваний среди населения.

В сентябре 2015 года выяснилось, что концерн Volkswagen оснащал свои автомобили программным обеспечением, которое помогало в десятки раз занижать уровень вредных веществ в выбросах во время сертификационных испытаний. Таким образом, оказалось, что применение топливной системы Common Rail с электронным управлением и высоким давлением впрыска, системы рециркуляции (EGR) с последующим охлаждением отработавших газов, двухступенчатого турбонаддува, повышающего наполнение цилиндров, системы избирательной каталитической нейтрализации (SCR) с применением реагента AdBlue, не может обеспечить заявленных показателей токсичности отработавших газов на всех возможных режимах работы двигателя.

С 1 сентября 2020 года в Европе вступил в силу новый стандарт проверки уровня вредных выбросов автомобилей (WLTP), который предусматривает тестирование автомобилей на предмет вредных выбросов в реальных условиях. Кроме того, ранее власти ЕС приняли решение о резком сокращении к 2030 году выбросов углекислого газа автомобилями - на 35 %, постепенном запрете дизельных машин и увеличении числа электрокаров.

Однако есть и другие примеры: корпорация Weichai (Китай) объявила, что сумела создать дизельный двигатель с эффективным КПД более 50 % в среднем мощностном диапазоне [45].

Специалисты из немецкой TUV SUD (Международная организация по инспектированию и сертификации) и "Китайского исследовательского центра автомобильных технологий" подтвердили, что КПД нового дизельного двигателя компании составил 50,26 %. В связи с этим, представителям корпорации Weichai был вручен подтверждающий сертификат.

За 10 лет корпорация привлекла к своим разработкам около 200 докторов наук, более 300 высококвалифицированных специалистов, свыше 3000 исследователей со всего мира и инвестировала \$4,5 млрд. Эта группа ученых, осуществлявшая огромное количество моделирований и стендовых испытаний, изучила и проанализировала тысячи разных проектов, постоянно пробовала и совершенствовала существующие решения, фиксировала повышение КПД на каждые 0,1 %, пока, наконец, не добилась исторического прорыва. Всё это и позволило создать двигатель с реальным КПД выше 50 %.

Чтобы достичь такого результата были отобраны различные технологии и сгруппированы в пяти направлениях:

1. Повышение скорости сгорания на (30 %) путем оптимизации процессов газообмена, впрыска топлива и формы камеры сгорания;

2. Повышение жесткости всего двигателя (на 60 %) для обеспечения устойчивости к высокому давлению сгорания изменением конструкции отдельных деталей;

3. Обеспечение точности определения размеров выбросов загрязняющих веществ при их снижении из-за усовершенствования процессов сгорания;

4. Снижение потерь на трение в двигателе (на 20 %) благодаря индивидуальному подбору смазки к трущимся парам;

5. Повышение эффективности работы дизельного двигателя благодаря более точному моделированию рабочих процессов, их прогнозированию и разработке соответствующих программ электронного блока управления.

Специалисты отрасли указывают на то, что повышение КПД с уровня 46 % до 50 %, позволит снизить расход дизельного топлива на 8 % и соответственно снизить уровень выбросов CO<sub>2</sub> на 8 %. Это станет огромным вкладом в решение экологических проблем.

В ходе проекта по разработке своего силового агрегата Weichai пользовалась поддержкой немецкой корпорации Bosch и других ведущих мировых организаций. На пресс-конференции корпорация Weichai объявила, что будет открыта к сотрудничеству и партнерству с компаниями со всего мира для движения к новой цели - создания дизельных двигателей с реальным КПД 55 %! [45]

Достижение показателя эффективного КПД более 50 %, а тем более 55 % дизельного двигателя делает не состоятельными экологические расчеты эффективности электромобилей по сравнению с дизельными.

Если сравнить достижения китайской компании с представленными в данной статье отечественными разработками, то получатся следующие результаты:

1. Корпорация Weichai удалось повысить скорость сгорания на 30 %. Скорость сгорания в двигателе ДПС ВНИИ 3.101 больше скорости сгорания в базовом двигателе до 8 раз.

2. Корпорация Weichai пошла по пути повышения устойчивости системы к повышенному давлению сгорания. При применении нового рабочего процесса максимальное давление сгорания P<sub>2</sub> меньше в 1,5 раза, чем в обычном дизеле при прочих равных условиях.

3. Корпорация Weichai для обеспечения контроля выбросов загрязняющих веществ пошла по пути усложнения системы контроля, а при внедрении нового рабочего процесса нет необходимости в усложнении системы контроля поскольку величина выбросов у этого рабочего процесса ниже.

4. Корпорация Weichai потери на трение снизила на 20 % путем введения зонирования смазки. В двигателе "Каспий-65" снижение величины механических потерь на 52 % достигнуто благодаря применению БСМ.

5. Корпорация Weichai пошла по пути разработки собственного электронного блока управления, соответствующих моделей и программ. В варианте нового рабочего процесса с самовоспламенением от сжатия, управляемость нового процесса сгорания выше, чем в обычном дизеле благодаря возможности управления интенсивностью вихря, оптимальной для конкретного скоростного и нагрузочного режимов.

Использование имеющегося научно-технического, конструкторского и технологического заделов по двигателям с двухконтурной организацией рабочего процесса, представленным в таблице № 1, позволит создать и организовать производство двигателей с управляемым процессом сгорания (УПС), в диапазоне мощности от 30 до 200 л.с., уровнем шумности не более 90 дБ и не допускающих дымность.

Предлагаемые двигатели с искровым зажиганием сочетают преимущества бензиновых двигателей (высокая литровая мощность, малая удельная масса, высокая частота вращения) и дизелей (высокая экономичность). Преимущества достигаются совокупностью оптимальных параметров рабочего процесса:

- степени сжатия  $\varepsilon = 11...13$ ;
- количественно-качественному регулированию заряда, допускающему обеднение смеси на частичных нагрузках до коэффи-

циента избытка воздуха  $\alpha = 2,5$ .

В связи с наличием активного направленного воздействия на процесс сгорания, токсичность отработавших газов снижается в три - пять раз на частичных нагрузках по сравнению с традиционными двигателями.

Дополнительное преимущество предлагаемых двигателей - многотопливность, то есть способность работы без детонации на низкооктановых сортах топлива, включая бензин А-80, керосин и других при указанном выше значении  $\epsilon$ .

В сравнении с традиционными бензиновыми двигателями со степенью сжатия, равной 10 (топливо - бензин А-95), литровая мощность предлагаемого двигателя на 10 процентов выше, а удельный расход топлива ниже:

- на режиме максимальной мощности - на 12...15 %,
- в условиях городской езды - на 20...25 %, **П**
- на режимах близких к холостому ходу - на 35...40 %.

### Литература

1. Морозов К.А. Повышение экономичности двигателя с искровым зажиганием путем расслоения заряда // Труды ЦНИТА, выпуск № 32, 1967, с. 42-53.
2. [https://www.eurekalert.org/pub\\_releases/2020-01/uog-fet012320.php](https://www.eurekalert.org/pub_releases/2020-01/uog-fet012320.php)
3. Date T., Jagi S., Jshi Zuge A. M3) Fujii J. Research MD Development of the Honda CVCC Engine. Paper N 740605 Presented at the West Coast Meeting. Anaheim, California, August 12-16, 1974.
4. Двигатель VTЭС-Е с послойным смесеобразованием фирмы Honda, Автомобильная промышленность США, 1993, № 7, стр. 13.
5. [https://quto.ru/journal/articles/kak-nemcy-realizovali-skrutyi-potencial-benzinovykh-motorov.htm?utm\\_referrer=https%3A%2F%2Fzen.yandex.com](https://quto.ru/journal/articles/kak-nemcy-realizovali-skrutyi-potencial-benzinovykh-motorov.htm?utm_referrer=https%3A%2F%2Fzen.yandex.com)
6. Соколик А.С., Свиридов Ю.Б., Воинов А.Н. Влияние химических и турбулентных факторов на процесс сгорания в двигателях. Известия АН СССР, ОТН № 12, 1959, с. 1848.
7. Воинов А.Н. Сгорание в быстроходных двигателях. Москва, Машиностроение, 1977, - 278 с.
8. Чирков А.А. Проблемы управления турбулентностью при смесеобразовании и горении в дизелях. Энергомашиностроение, А 6, 1971.
9. Вахошин Л.И., Маркова И.В. Повышение показателей двигателя с искровым зажиганием. Труды НАМИ, вып. III, - Москва, 1969.
10. Третьяков Н.П. Комплекс методов аналитического исследования основных процессов автомобильных карбюраторных двигателей. Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук. - Усть-Каменогорск, 1982, - 447 с.
11. Свиридов Ю.Б., Глушков В.В. Автомобильные двигатели с искровым зажиганием и послойным сгоранием рабочей смеси - Москва, НИИИ - автопром, 1969.
12. Экспресс-информация "Поршневые и газотурбинные двигатели" № 40, 1978, Москва.
13. В.М. Кушуль. Прогрессивный двигатель, или печальная судьба изобретения. Катера и яхты, № 5, 1986 г. Стр. 30.
14. Кушуль В.М. Новый тип двигателя внутреннего сгорания, 1965, Ленинград.
15. Beal N.R., Hodgetts D., The Cranfield - Kushul Engine. Combust. Engines. London - New-York, 1976, 87-99.
16. Arques Ph., Evolution thermodinamique et aerodinamique de la masse gazeuse dans un moteur a transvasement a allumage commande. "Entropie", 1977, № 74.
17. Теоретические и экспериментальные исследования по разработке новых термодинамических циклов и созданию новых конструктивных схем двигателей с высоким КПД и малотоксичным выхлопом, а также средств автоматического управления его процессами. Отчет по НИР Ленинград, ЛИАП, 1979. Рег. номер ВИНТИ 77073355, - стр. 37.
18. Орлин А.С., Круговая М.Г. Двигатели внутреннего сгорания. Москва, Машиностроение, 1990 год, стр. 212.
19. Кушуль В.М., Костин А.И., Устищенко Г.А. Токсичность отработавших газов двигателя нового типа, ЛИАП, Выпуск 125, 1978 г.
20. Исследование и экспериментальное уточнение основных параметров рабочего процесса и конструкции опытного двигателя, работающего по новому циклу, для перспективного мотоцикла Ковровского завода, Отчет по НИР Л 538, Ленинград, ЛИАП, 1971. Рег. номер ВИНТИ 68027956, - с.54.
21. Костин А.И. Исследование некоторых особенностей осуществления рабочего процесса двигателей в двух сообщающихся

цилиндрах при последовательном воспламенении их зарядов, Диссертация, Ленинград, ЛИАП, 1973, - 137 с.

22. Костин А.И. ДВС с послойным смесеобразованием, Материалы X Международной научно-практической конференции "Актуальные проблемы управления качеством производства и эксплуатации автотракторных средств", Владимирского Гос. Университета, 2004 г., с.254-256.

23. Герзон П.С. Улучшение экономических и токсических показателей двухтактного двигателя с кривошипно-камерной продувкой, диссертация, Москва, МАДИ, 1983 - С 168.

24. Стефановский В.С. и др. Испытания двигателей внутреннего сгорания. Москва, Машиностроение, 1972, - 368 с.

25. Демочка О.И. Пути уменьшения вредности отработавших газов карбюраторных двигателей. Москва, НИИНавтопром, 1968, - 64 с.

26. Герзон П.С., Панин В.И., Костин А.И., Кушуль В.М. Двухтактный двигатель внутреннего сгорания. Заявка 1 3244605/25-06 от 17.12.1980 г., Положительное решение от 20.08.1981 г.

27. Морозов К.А., Свиридов Ю.Б., Синельников Н.И. Повышение экономичности двигателей с искровым зажиганием путем качественного регулирования нагрузки при расслоении заряда. Труды ЦНИТА, вып. 32, 1967.

28. Костин А.И., Кушуль В.М., Герзон П.С., Панин В.И. Двухтактный двигатель внутреннего сгорания. Заявка № 2723552/25-06 от 19.02.1979, Положительное решение от 17.10.1979.

29. Варнацкий В.И. Исследование режимов работы автомобильного двигателя в эксплуатационных условиях. Сборник трудов Института двигателей АН СССР, "Вопросы экономичности транспортных двигателей", Москва, 1961.

30. Исследование работы двухтактного мотоциклетного двигателя на обедненных смесях. ВНИИМотопром, технический отчет № 1501, Серпухов, 1976, - 10 с.

31. Соболев Л.М. Повышение эксплуатационных качеств автомобилей, тракторов и стационарных двигателей сельскохозяйственного назначения в связи с характером протекания процесса смесеобразования. Докторская диссертация, Кострома, 1974, - 477 с.

32. Nakamura Josito. Better Breathiny and Burning Boost Small Engine Pover. SAE. I. V. 1965, № 10, 44.

33. Костин А.И., Герзон П.С. К анализу теоретического цикла двигателя с двумя сообщающимися цилиндрами. Автомобильная промышленность, № 6, 1985 г.

34. Кондрашев В.М., Григорьев Ю.С, Тупов В.В. Двухтактные карбюраторные двигатели внутреннего сгорания. Москва, Машиностроение, 1990 г. Стр. 51.

35. Миллер А.О. По следам забытых вариантов ДВС, Двигатель, 2004 год, №6.

36. Лашманов В.В., Костин А.И. Первые результаты испытаний макетного образца двигателя. Двигателестроение, 2003 г., № 2, стр. 34 - 36

37. <https://www.youtube.com/watch?v=gEqzV9iRxtY>

38. Костин А.И., Куколев М.И. Опытные образцы бесшатунных двигателей. Материалы XII Международной научно-практической конференции Владимирского гос. Университета, - Владимир, 2010, с.194-198.

39. Дворцов В.С. Динамическое моделирование бесшатунного силового механизма. Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета, 3(226), 2015.

40. Смайлис В.И. Малотоксичные дизели. Ленинград, Машиностроение, 1972.

41. Брозе Д.Д. Сгорание в поршневых двигателях. Москва, Машиностроение, 1969 г.

42. Соколик А.С. Форкамерно-факельное воспламенение, как основа нового класса двигателя. Сборник "Сгорание и смесеобразование в дизелях", АН СССР, 1960 г.

43. Ронинсон Л.С. Улучшение параметров дизелей при малых коэффициентах избытка воздуха путем завихрения рабочего тела. Энергомашиностроение, 1965 г., № 5.

44. Костин А.И., Миллер А.О. Повышение эффективных показателей и снижение токсичности отработавших газов судовых дизелей. стр. 102, Материалы V Всероссийской межотраслевой научно-технической конференции "Актуальные проблемы морской энергетики", Санкт-Петербургского гос. Морского Технического Университета, 2016 г.

45. <http://www.gruzovikpress.ru/article/25616-korporatsiya-weichai-sozdala-perviy-v-mire-dizelnyy-dvigatel-s-kpd-vyshe-50/>

Связь с автором: miller\_amida@mail.ru

# МОТОЦИКЛЫ НА МОНЕТАХ

Андрей Викторович Барановский

Начнём рассказ о мотоциклах на монетах с 1000 франков Бенина 2000 года. Выпуск монеты приурочен к 115-й годовщине первого в мире мотоцикла Адольфа Даймлера 1885 года.



1000 франков Бенина с мотоциклом Даймлера

Немецкий инженер Готтлиб Даймлер с 1872 года занимался созданием двигателя внутреннего сгорания. Десять лет спустя вместе с коллегой Вильгельмом Майбахом он основал собственную фирму. К 1885 году двигатель Даймлера прошел стадию исследований и был готов к использованию. Оставалось лишь



О-в Мэн, 1 крона, 2007 г. Старинный мотоцикл

найти подходящую машину для его установки. Самым простым вариантом оказалось использовать для этого велосипед, который 29 августа 1885 года был запатентован как "Повозка для верховой езды с керосиновым двигателем". Велосипед общей массой 50 кг с деревянной рамой и ременной передачей имел одноцилиндровый бензиновый двигатель

рабочим объёмом 264 см<sup>3</sup> мощностью 0,5 л.с. Колеса его были с железными ободами и деревянными спицами. Первым решил прокатиться Майбах. Деревянный прадедушка мотоцикла отправился в дорогу со скоростью 12 км/ч.

Сын изобретателя Адольф Даймлер совершил первую поездку на "повозке для верховой езды с керосиновым двигателем", по возвращении из которой он со вздохом произнёс: "Это не машина, это костедробилка. Я вас поздравляю!".

Большая часть остальных монет посвящена гоночным мотоциклам, участвовавшим в знаменитых мотогонках - "Турист Трофи" (Tourist Trophy - TT). Эти мотогонки проводятся на острове Мэн с 1907 года и они начались после того, как британский парламент соответствующим указом запретил гонки на остальных дорогах страны. Тогдашнему сек-



О-в Мэн, 50 пенсов Эндурро, многоугольная 2012 г.

трассе Mountain Course общей длиной 37,7 мили.

Начиная с 1997 года к каждому 10-му юбилею гонок от имени острова Мэн чеканятся серии монет, посвященных "Турист Трофи". Они из медно-никелевого сплава и имеют номинал по 1 кроне.

Так, в первой серии, приуроченной к 90-летию юбилею, одна из монет посвящена его первому победителю в двухцилиндровой категории Рему Фаулеру и его мотоциклу "Norton".

К столетию гонок по этой трассе была добавлена серебряная монета в 1 крону, которая имела одинаковый рисунок с медно-никелевой. Это два мотоциклиста на трассе на фоне контурной карты острова Мэн.

В 2017 году, когда отмечалась 110 годовщина "Tourist Trophy" из сплава золотистого цвета под названием альпака были выпущены 5 фунтов. На реверсе монеты изображена верхняя часть кубка - главного приза мотогонок. В 2018 году выпуск монеты был повторен с указанием новой даты чеканки.

Особой чести удостоились японская команда Suzuki, полувековой юбилей участия в "Турист Трофи" в 2010 г. был отмечен выпуском многоугольных 50 пенсов из медно-никелевого сплава. На реверсе изображён мотогощик Брюс Ансти на мотоцикле Suzuki, который выигрывал TT семь раз.

В честь победителей TT отчеканено еще несколько монет. Последний раз это было в 2018 и 2019



90-летие гонок на мотоциклах

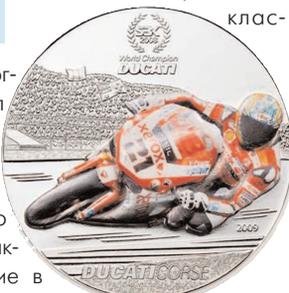
годах, когда вышли по две биметаллические монеты по 2 фунта.

В 2018 г. они посвящены британскому автогонщику и мотогощику - Майку Хэйлвуду - обладателю девяти чемпионских титулов в мотогонках в различных клас-



Палау 1 доллар 2009 Дукатти - Кейси Стоунер

сах. Одна в честь 60-летия, когда Хэйлвуд впервые принял участие в TT острова Мэн в 1958 году. Вторая к 40-летию юбилею, когда Хэйлвуд в 1978 году, после 11-летнего перерыва, вернулся в мотоциклетный спорт, приняв участие в Isle of Man TT и выиграл эту гонку в классе Formula 1.



Палау 2009 цветная эмаль Дукатти Бэйлисс ВОХ



О-в Мэн, набор из 9 монет "Мотоциклы"

ретарю Automobile Club of Great Britain and Ireland сэру Джулиану Орду ситуация не понравилась. И он обратил свой взор на остров Мэн, где по-прежнему можно было открывать ручку газа до упора. Первое соревнование состоялось в 1907 году на маршруте Highlands общей протяженностью 52,15 мили (около 84 км). Участники выступали в классе на одноцилиндровых мотоциклах, способных ездить со средней скоростью 90 миль/ч (145 км/ч), и машинах с "двойками", в среднем выжимающих 75 миль/ч (121 км/ч). С 1911 года и по сей день гонки проводятся на дорожной

Монеты 2019 года посвящены опять же британцу - автогонщику и мотогонщику Стиву Хислопу. Это был первый гонщик, которому удалось пройти дистанцию со средней скоростью 120 миль/час. Он также известен великой битвой против Карла Фогарти в 1992 году.

На реверсах изображён Стив Хислоп на мотоцикле во время гонки в окружении лаврового венка.

От имени тихоокеанского островного государства Палау в 2009 году были выпущены две посеребрённые монеты номиналом по 1 доллару, посвященные итальянскому мотоциклу Дукатти. Гонщик на нём стал победителем опять же гонки на острове Мэн в 2007 году. Два разных изображения мотоцикла выполнены в цвете.

Ducati - итальянский производитель мотоциклов с богатой историей. В 1926 году Адриано и Марчелло Дукатти основали бизнес, который первоначально производил сборные детали для радиоприемников. Свои первые моторизованные велосипеды Ducati построил только после Второй мировой войны. Они были оснащены вспомогательным двигателем и производились до середины пятидеся-

тых, уже тогда без участия семьи Ducati. В 1948 году было выиграно пять круговых дорожек с Кучоло и гонка на длинные дистанции из Милана в Сан-Марино. Тогда был заложен первый камень прочной спортивной традиции.

Сначала чемпионата мира по супербайку в 1988 году Ducati выиграла 13 чемпионатов мира для водителей и 15 - инженеров-конструкторов.

Пяти знаменитым мотоциклам посвящена серия монет другого тихоокеанского острова Тувалу. Они имеют номинал по 1 доллару и отчеканены из серебра 999-й пробы в качестве пруф. В оформлении дизайнеры использовали цветную эмаль, подчёркивающую стремительность и

мощь этих чудо-машин. Это американский Indian Chief 20-х годов, немецкий BMW R12 30-х - 40-х, британский BSA Gold Star 50-х и Norton Commando конца 60-х - начала 70-х и, наконец, японский Honda Dream CB750 Four, выпускать который стали в 1969 году. На реверсах монет кроме изображения мотоцикла присутствует официальный логотип фир-

мы, название модели и стилизованное изображение номинала.

От имени уже третьего тихоокеанского государства - островов Кука в 2007 г. был выпущен набор монет "Самые известные мотоциклы 30-х годов". Это 5 одноунциевых серебряных монет номиналом 2 австралийских доллара.

На монетах изображены мотоциклы с указанием даты начала производства и их логотипы: BSAS loper (1930), Matchless Silver Hawk (1931), ИЖ-8 (1938), Brouch Superior SS 100 (1932), Ariel 1000 Square Foor (1937). монеты 999 пробы, весом в 1 унцию серебра, номиналом в 2 доллара поместились в коробку в виде колеса от мотоцикла. Сертификат соответствия прилагается.

Ещё раз от имени Тувалу монетный двор Перта выпустил коллекционную монету, посвящённую новому фильму 2020 года (25-му по общему счёту) о Джеймсе Бонде - "Не время умирать" (No Time To Die). Номинал одноунциевой монеты из серебра 1 доллар Тувалу.

На реверсе изображена сцена из фильма, где он едет на мотоцикле и классический логотип "Джеймса Бонда": цифры 007 и ствол пистолета.

Парижский монетный двор представил очередные монеты из серии, посвященной комиксам. Две новые монеты 2012 года - из серебра и золота - отчеканены в честь героя популярного французского комикса Ларго Винча. По сюжету он спасается от погони ФБР. Монета из серебра имеет номинал 10 евро, из золота - 50 евро. Сцена реверса основана по мотивам альбома "Чёрное море". На аверсе - портрет героя комиксов, Ларго Винча на фоне небоскреба - штаб-квартиры корпорации "W Group".

Мотоцикл с коляской изображен на немногих монетах. Это - рождественская многоугольная 1988 года и гонки TT 1984 года острова Мэн номиналом по 50 пенсов, а также швейцарские серебряные 20 франков 2020 года, посвященные популярному экскурсионному направлению - Susten Pass

И в заключение о наборе из 6 монет Сомали 2007 года - в форме мотоциклов, покрытых цветной эмалью, номиналом по 1 доллару. Выпуск таких необычных монет был вдохновлён вышедшей ранее серии монет-гитар. В числе этих мотоциклов Harley Davidson и Indian.



Швейцария мотоцикл с коляской на перевале



Тувалу 1-Dollar-BMW-R12 большое разрешение



О-ва Кука набор 5 монет Знаменитые мотоциклы 30-х 2007 серебро



Мотоцикл ИЖ



Сомали набор 6 мотоциклов 2007



Италия, 5 евро, 2019 г. Мотороллер Веспы

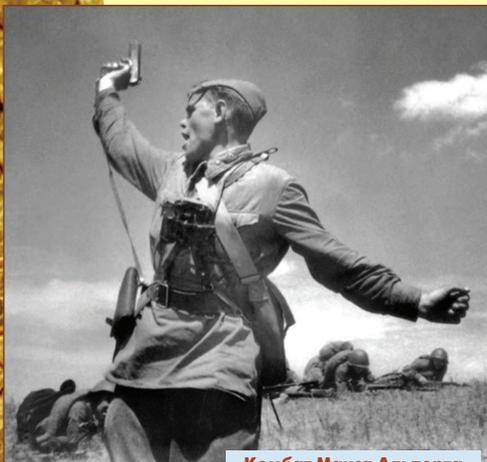
(перевал Сустьен).

И в заключение о наборе из 6 монет Сомали 2007 года - в форме мотоциклов, покрытых цветной эмалью, номиналом по 1 доллару. Выпуск таких необычных монет был вдохновлён вышедшей ранее серии монет-гитар. В числе этих мотоциклов Harley Davidson и Indian.



# ФОТОГРАФИИ, СТАВШИЕ ОСНОВОЙ ДЛЯ РИСУНКОВ МОНЕТ ПАМЯТИ ВТОРОЙ МИРОВОЙ ВОЙНЫ

Андрей  
Викторович  
Барановский



**Комбат Макса Альперта**

Второй Мировой войне, которая для нас стала Великой Отечественной, посвящены сотни монет. Среди них найдётся несколько десятков, за основу которых взяты фотографии, снятые во время боевых действий, в ходе конференций и в моменты подписания актов о безоговорочной капитуляции Германии и Японии.

Начнем с России. Летом

1941 года фронтовой фотограф "Известий" Макс Альперт один из своих снимков назвал "Комбат". Снимок опубликовали в газете и он оказался столь удачным и эмоциональным, что, наряду с плакатом "Родина Мать зовет!", стал одним из зримых символов Великой Отечественной Войны.

Изображение "Комбата" помещено на двух монетах, отчеканенных в России в честь 50-й и 55-й годовщин Победы.



**РФ 5 рублей 1995 ЛМД 50 лет Великой Победы комбат 5 рублей**



**РФ 10 р 2000 биметалл комбат**



**Деревяноко подписывает акт о капитуляции Японии**

Первый раз это были 3 рубля из серии юбилейных монет Банка России в 1995 году. Кстати, в этой же серии была рублевая монета - "Родина Мать зовет!". Отчеканенный на Санкт-Петербургском монетном дворе, в широкое обращение этот "Комбат" практически не попал. Монеты были выпущены ограниченным тиражом в расчете на коллекционеров и располагались в специальной планшечке под защитной пленкой.

Второй раз "Комбат" вышел в серии из 8 монет в 2000 году. Семь медно-никелевых монет этой серии номиналом в 2 рубля были посвящены городам-героям (Москва, Ленинград, Сталинград, Новороссийск, Тула, Смоленск и Мурманск). Монеты с "Комбатом" были изготовлены из биметалла и имели номинал 10 рублей. Вся серия поступила в обращение, так как 2-рублевки отчеканили тиражом по 10 миллионов штук, а 10-рублевик - даже 20 млн.

Остальные монеты Банка России на рассматриваемую тему относятся к категории памятных. Это две трёхрублевые 1995 года, на одной из которых маршал Жуков от имени СССР подписывает акт о безоговорочной капитуляции Германии, на второй генерал-лейтенант Деревяноко на палубе линкора "Миссури" подписывает акт о безоговорочной капитуляции Японии.

Ещё несколько стран выпустили монеты, посвященные последнему событию.

Двум конференциям союзников - Ялтинской и Потсдамской посвящены серебряные монеты. Это 100 рублей



**Потсдамская конференция**



**РФ подписание капитуляции Германии**

2000 года "Берлинская (Потсдамская) конференция", и 100 рублей 1995 года "Конференции глав союзных держав" (Тегеранская и Крымская). Материал монет - серебро. На реверсе последней помещен знаменитый снимок сидящих в креслах Сталина, Рузвельта и Черчилля. Заметим, что этот снимок помещен на пяти серебряных фунтах Гибралтара 1995 года.

На нескольких монетах помещены снимки, связанные со взятием Рейхстага. Один такой снимок, сделанный корреспондентом "Известий" Евгением Халдеем, показывает вооруженные над ними знамена Победы. Этот момент отражен на монетах Беларуси в 3 рубля 2015 года, а также на 20



**Гибралтар 5 фунтов 2005 Сталин, Рузвельт Черчилль а в Ялте**



**Беларусь 20 рублей 2005 г. 60 лет Победе в ВОВ, Знамя над Рейхстагом**



**РФ 3 рубля серебро 2015 знамя победы над Рейхстагом**

серебряных рублях 2005 года. Из российских монет момент вооружения флага изображен на серебряных трёх рублях 2015 года, посвящённых 70-летию Победы. Знамя Победы над Рейхстагом отчеканено также на золотых монетах номиналом 5 долларов острова Ниуэ отчеканенных в Чехии в 2015 году.



**Знамя Победы над рейхстагом фото Халдея**

На аверсе упомянутой серебряной монеты в 100 рублей "55-я годовщина Победы в Великой Отечественной войне 1941-1945 гг." изображен солдат, расписывающийся на стене рейхстага. Основой рисунка стал снимок солдата из Перми Сергея Платова, сделанный военным корреспондентом Анатолием Морозовым.

Ещё одна серебряная памятная монета номиналом в 100 рублей вышла в 2005 году и на ней изображено при-

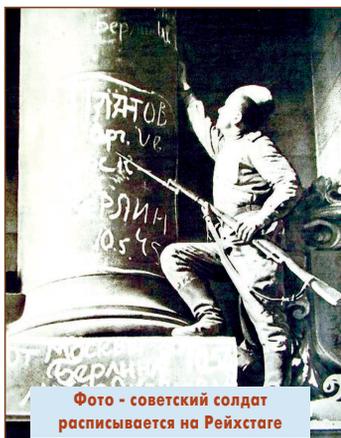


Фото - советский солдат расписывается на Рейхстаге



Серебряные 100 рублей массой 1 кг 2000 года к 55-й годовщине Победы



ходе войны с японцами. Это \$1 США 2001 года, посвящённый 230-летию морской пехоты, либерийские \$10 и \$20 выпуска 2001 года, золотые \$5

бытие 10 мая 1945 года на Белорусский вокзал столицы первого поезда, возвращающихся на родину. За основу реверса монеты взято или фото или кадр кинохроники, запечатлевшей это событие.

В серию монет 60-летие Победы в ВОВ вошла и одна золотая монета номиналом 10000 рублей. На ней изображен момент, когда советские воины готовятся бросать знамена частей третьего рейха к ступеням мавзолея. Основой рисунка стала фотография, сделанная на этом параде.

60 лет Победы Россия Серебро, 100 р Поезд у Белорусского вокзала

Эта же фотография в цвете занимает левую часть 20 квачей Малави 2010 года. Правую - памятник Жукову перед Историческим музеем.



РФ фото, Белорусский вокзал, Первый поезд Победы прибыл в Москву, 10 мая



60 лет Победы Россия Серебро, 100 р Поезд у Белорусского вокзала



Парад Победы 1945 года фашистские знамена у мавзолея



Малави Парад Победы 1945 г цветная композиция



60 лет Победы знамена Германии у мавзолея

Монеты зарубежных стран на рассматриваемую тему можно разделить на две большие группы. Для первой за основу брался снимок и с него гравировался рисунок монеты. Для второй - копия самого снимка помещалась на монету. Для этого использовался

современнейший метод термопечати.

Наиболее известный снимок, который попал на монеты нескольких стран был сделан американским военным корреспондентом 23 февраля 1945 года Джо Розенталем и называется "Поднятие флага над Иводзимой". На ней изображены пять морских пехотинцев США и санитар ВМС США, поднимающих флаг Соединённых Штатов на вершине горы Сурибати во время битвы за Иводзиму в



Великобритания 75-летию Дня Победы биметалл



Соломоновы о-ва золото 75 лет Победы 2020



Токелау 5 долларов. король и королева на балконе дворца 1997. День Победы в Европе.

и солдат в окружении девушек. К 75-й годовщине "Дня Д" (высадка союзников в Нормандии) Канада отчеканила серебряную монету номиналом в 1 канадский доллар, на реверсе которой мы видим сцену высадки канадских войск на пляже "Джуно". Это один из пяти секторов вторжения союзных войск во время операции "Оверлорд" утром 6 июня 1944 года. За основу рисунка взят кадр из записи высадки, сделанной фронтовым оператором.

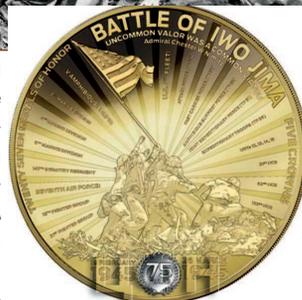
У пехотинца напряженное выражение, он не знает, что его ждет впереди - это его первый бой. Успокаивающее похлопывание по плечу - самый трогательный момент этой сцены, жест солидарности однополчанина посреди огня и страха.

Обручальное золотое кольцо, попавшее в кадр, - напоминание посреди войны о любимых, оставшихся дома. Выше - последовательность точек и тире, исполненная с помощью азбуки Морзе, обозначает букву "V" (Victoria - "Победа"). Это символ радиопередач, которые объявляли в тот день о высадке союзников.

Выпущен также вариант этой монеты с селективным золочением.



Поднятие флага над Иводзимой Розентала



Тристан да Кунья Битва за Иводзиму 5 крон 2020



10 долларов, Либерия 2001. II Мировая война



США морская пехота \$1 битва за Иводзиму 2005



Ниуэ знамя в битве за Иводзиму



Канада 1 доллар высадка на берег. Фрагмент киносъёмки 2019



# ТАНКИ ОТ И ДО

Олег Никитич Брилёв,

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



(Продолжение. Начало в 6-2014 - 2-2020)



Вернёмся в 1950-е годы, когда после образования НАТО страны, вошедшие в его состав, совершенно благоразумно озадачились единой стандартизацией своего вооружения. Организацией, ответственной за эту работу, стала группа FINBEL (по первым буквам названия стран: Франция, Италия, Нидерланды, Бельгия, Люксембург). После вхождения в 1955 г. ФРГ в НАТО, её представители вошли в эту группу, из-за чего она поменяла своё название на FINABEL (Германия на французском - Allemagne). Напомним, что в 1956 году в FINABEL были разработаны тактико-технические требования на средний танк. Его разработкой должны были заняться специалисты ФРГ и Франции в соответствии с германо-французским соглашением, заключённым в октябре того же года. Для немцев это было возвращение в число стран разработчиков и производителей танков.

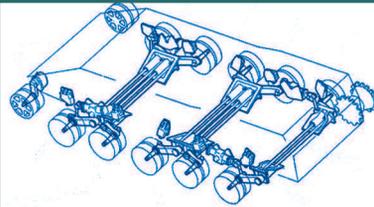
Во Франции к этому моменту закончились работы над проектами танков Logaine 40t, AMX-50, AMX-50 Surblinde, Baignolles-Chatillon 25t и близились к завершению, с таким же нулевым результатом, работы по AMX-50 Surbaisse ("Двигатель" № 2 - 2019 г.).

Требования к среднему танку постоянно уточнялись. Ряд требований был обусловлен внешними факторами, так, например, масса ограничивалась 30 тоннами исходя из предельной нагрузки на мосты, размеры по ширине и высоте определялись габаритными размерами железнодорожных тоннелей.

Толщина брони определялась в ходе выбора подвижности и защищённости. Появление и совершенствование кумулятивных боеприпасов, способных пробить практически любую броню, привело к идее обеспечения защищённости не увеличением её толщины, а повышением подвижности танка. Поэтому удельная мощность должна быть порядка 30 л.с. на тонну, а лобовая броня должна обеспечивать защиту только от 20-мм снарядов. Требования разрабатывались сообща, а вот сами танки - каждой страной в отдельности, причём национальные конструкторы приносили в общие требования своё видение среднего танка второго послевоенного поколения. И если немецкие конструкторы считали необходимым установку дизельного двигателя, то французские сохранили свою приверженность бензиновым двигателям. Как немецкие конструкторы справились со своей задачей речь шла в предыдущем номере, а сейчас попробуем разобраться с тем, как со своей задачей справилась французская сторона.

За разработку среднего танка по техническим требованиям FINABEL взялся государственный научно-исследовательский центр AMX, расположенный в пригороде Парижа. Практически одновременно с немецкими коллегами французские конструкторы изготовили две машины - прототипы среднего танка Eugoranzer - в 1960 году и начали их испытания в 1961 году. Машины были идентичными, только немного отличались расположением фар и формой резиновых накладок на траках. Поэтому имели одинаковую массу в 32,5 т. Корпус танка сварной, у которого носовой узел выполнен литым. Его верхний лобовой лист толщиной 80 мм расположен под углом 68°, а нижний состоит из двух частей - 80-мм лист, расположенный под углом 45°, переходит в 30-мм под углом 75°. Борта изготовлены из 30-мм брони. Башня танка литая, его лобовая часть имеет толщину 80 мм, борта - 35 мм, а корма - 30 мм. Только маска орудия сделана 150-миллиметровой.

На прототипах ходовая часть имеет пять основных катков и четыре поддерживающих ролика на борт. Стоит отметить оригинальное решение по подвеске, в которой торсионы устанавливались не равномерно с одинаковыми расстояниями между ними, а были сгруппированы. Позволило ли



такое решение повысить надёжность подвески и облегчить ремонт - вопрос. В качестве силовой установки использовался бензиновый двигатель Sofam 12 GSds на 720лс.

В качестве основного вооружения французы выбрали собственную (от компании EFAB de Bourges) нестабилизированную нарезную 105-мм пушку CN-105-F1 длиной 56 калибров. Особенностью этой пушки является большой шаг нарезки канала ствола, отсутствие дульного тормоза и эжектора (для продувки ствола использовался сжатый воздух).

Данная пушка с такой нарезкой была выбрана неслучайно. Дело в том, что в те годы усиленно разрабатывались кумулятивные заряды, за которыми просматривалось большое будущее. Но их установка в корпус существующих снарядов приводила к снижению эффективности кумулятивной струи из-за высокой скорости вращения. Повысить эффективность струи можно снижением скорости вращения, но до какого-то предела. При низкой скорости сложно обеспечить точность попадания, особенно на больших дистанциях, как раз на таких, когда желательно поразить танк противника. Кстати, эффективность кумулятивного заряда не зависит от дистанции выстрела, в отличие от бронебойного или бронебойного подкалиберного. Возник вопрос - что делать? Французские оружейники решили подойти к его решению комплексно: создавать пушку и снаряд друг под друга. Поэтому в пушке CN-105-F1 сделали нарезку ствола, обеспечивающую попадание заряда на максимальной дальности, а снаряд OCC 105 F1 имел оригинальное конструктивное решение.

Если корпус снаряда при выстреле приобретал вращение и тем самым стабилизировался в полёте, то кумулятивный заряд, закреплённый внутри корпуса на подшипниках, оставался практически неподвижным (на один оборот уходило более двух секунд). Дополнительно, что бы вращение корпуса даже через подшипник не передавалось заряду, у него в передней части установлена специальная лопатка, воздействуя на которые набегающий поток воздуха создаёт усилие, препятствующее вращению заряда.

В итоге начальная скорость заряда составляла 1000 м/с и обеспечивала прицельную дальность стрельбы до 3000 м, а кумулятивный заряд был способен пробить порядка 380...400 мм брони. По мнению создателей французского среднего танка наличие такого заряда сделало лишним включение в боекомплект бронебойных подкалиберных снарядов. Хотя в это же время в СССР завершалось создание танка Т-62 с гладкоствольной пушкой, в боекомплекте которой были как подкалиберные бронебойные снаряды, так и кумулятивные.



Кумулятивный снаряд OCC 105 F1

Из вспомогательного вооружения на прототипах было установлено два пулемёта: спаренный с пушкой пулемёт M2 Browning калибра 12,7 мм и установленный на командирской башенке зенитный пулемёт калибра 7,62 мм.

После того, как в июле 1963 года программа совместной разработки европейского среднего танка окончательно развалилась, французы своему детищу дали название AMX-63, а потом переименовали в AMX-30 (где 30 - масса танка).

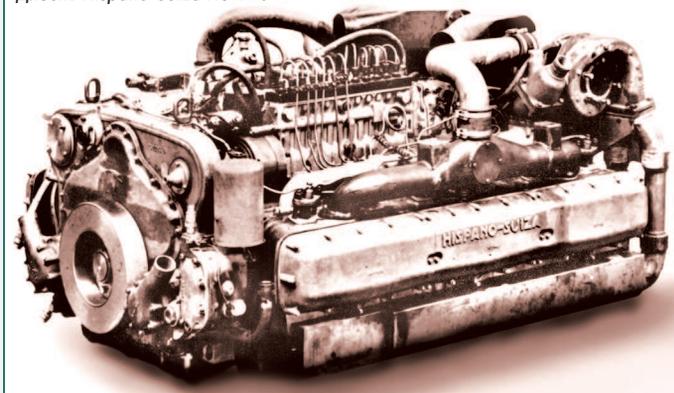
После завершения испытаний был сделан заказ на изготовление предсерийных образцов. Под индексом AMX-30A к 1965 году было изготовлено 7 машин, которые были переданы на войсковые испытания в 501-й истребительный танковый полк.

Предсерийный AMX-30A на войсковых испытаниях



В прототипы, естественно, были внесены изменения, основным из которых была установка 12-цилиндрового оппозитного дизельного многотопливного двигателя Hispano-Suiza HS 110 в моноблоке с механической трансмиссией 5SD200D. В состав трансмиссии входила механическая пятиступенчатая коробка передач, механизм поворота дифференциального типа с двойным подводом мощности и два бортовых редуктора. Двигатель устанавливался горизонтально. Его мощности порядка 720 л.с. при 2600 об/мин было достаточно для разгона 36-тонной машины по шоссе до 65 км/ч.

Дизель Hispano-Suiza HS 110



Внешние отличия предсерийных танков от прототипов заключались в смещении воздухозаборников в сторону кормы (ранее они располагались почти на всю длину обеих бортов), да в установке дополнительного, пятого поддерживающего катка.

По мере изготовления предсерийных машин в них внедрялись различные новшества, направленные и на совершенствование технологии изготовления отдельных элементов, и на повышение боеспособности танка. Так, установленный для обнаружения целей в ночных условиях инфракрасный прожектор с начальной позиции в центре маски орудия был перемещён на левую сторону. В инфракрасном режиме прожектор обеспечивал наблюдение за целью на дальности до 1000 м. Для защиты от повреждения на корпусе прожектора были установлены дистанционно управляемые створки.

Предсерийный AMX-30A с инфракрасным прожектором на маске пушки



На последних предсерийных машинах на орудие был установлен кожух, а катки и забашенная корзина приобрели окончательную форму. Компоновка танка традиционная. Место механика-водителя в отделении

AMX-30A с кожухом на пушке



управления смещено в левую сторону, справа от него находилась часть боекомплекта (28 выстрелов). Здесь же находилась часть топливных баков. Вторая часть топливных баков размещалась в моторно-трансмиссионном отделении, их общая ёмкость составляла 960 л, что обеспечивало при движении по шоссе преодоление 520 км.

Остальные члены экипажа находились в башне. Наводчик находился справа от пушки, а за ним командир. Заряжающий, он же радист, сидел в левой части башни. Пушка заряжалась вручную, стрелянные гильзы выбрасывались через специальный лючок в левом борту башни. 105-мм нарезная пушка с длиной ствола в 56 калибров имела теплозащитный кожух из магниевого сплава. В башне размещалось 19 выстрелов. Слева от пушки находился спаренный с ней 12,7-мм пулемёт M2 Browning, боекомплект к нему состоял из 748 патронов. Второй пулемёт - зенитный AAT NF1 - калибром 7,62 мм был установлен на командирской башенке, его боекомплект - 2080 патронов. Им мог дистанционно управлять и командир, и наводчик.

Серийное производство AMX-30 началось в 1966 г., первые машины были готовы в июне этого же года и вышли за ворота танкосборочного завода в Роанне под названием AMX-30B. Темп производства был сравнительно низким: в течение первых пяти лет ежемесячный выпуск составлял всего 10-15 танков.

Основное отличие от предсерийных машин заключалось в дальнейшем смещении инфракрасного прожектора, который теперь крепился уже не к маске пушки, а непосредственно к башне. Этим обеспечилась лучшая обзорность для командира, которому дополнительно заменили и саму башенку, которая стала немного выше. Для предохранения экипажа от ожогов при прикосновении к выхлопным трубам, их закрыли кожухами.

Танк мог без подготовки проходить броды глубиной до 1,3 м, а для преодоления 2-метровой глубины необходимо было устанавливать специальные плиты-заглушки над моторно-трансмиссионным отделением. В этом случае воздух к двигателю поступал через люки на башне, а механик-водитель получал команды от командира, который наблюдал за направлением движения из своей башенки. В походном положении плиты-заглушки размещались на верхнем лобовом листе и создавали дополнительную защиту в бою.

Командиру вменялась обязанность выбирать цель и определять дальность до неё, для чего в башне танка был установлен оптический дальномер M208 с 6- и 12-кратным увеличением. Если командир брал управление огнём на себя, то этот дальномер использовался как прицел.

Для наведения зенитного пулемёта в крыше командирской башенки установлен бинокулярный перископ-прицел M267 с 10-кратным увеличением.

Его же можно использовать и для обзора поля боя.

AMX-30A не имел ни стабилизатора орудия, ни стабилизатора прицела, поэтому стрельба с ходу не осуществлялась ввиду её неэффективности. Первые и даже не половинчатые шаги по внедрению стабилизаторов были осуществлены в начале 70-х годов: установленный стабилизатор орудия CH27-1S был способен управлять поворотом башни и удерживать постоянным угол возвышения орудия. Но прицелы остались без стабилизации, поэтому проблема прицеливания с ходу так и осталась нерешённой.

Для повышения огневой мощи на танке AMX-30A спаренный 12,7-мм пулемёт M2 Browning был заменён на 20-мм пушку GIAT M693 Model F2. Пушка перестала быть полностью спаренной, так как получила отдельную маску и возможность независимого наведения по высоте на углы от -8° до +40°, но наведение по горизонту осуществлялось поворотом башни. Пушка имела селективное питание от двух лент: одной с осколочно-фугасными, а другой с бронебойными снарядами. В каждой ленте было по 240 снарядов, в боевом отделении дополнительно размещалось ещё 550 снарядов. Благодаря большому углу возвышения пушка могла стрелять и по воздушным целям.

Управление пушкой и прицеливание осуществлял командир.

AMX-30B



Естественно, что в ходе серийного производства и эксплуатации танка AMX-30 были выявлены его конструктивные недостатки, которые требовалось устранить. Одновременно было принято решение о разработке плана его модернизации, направленной на повышение его огневой мощи.

Решение от 1979 года предусматривало как модернизацию ранее выпущенных танков, так и серийное производство новых танков, которые под названием AMX-30B2 были приняты на вооружение в 1982 году.

В целях повышения огневой мощи была установлена СУО СОТАС АРХ М581 состоящая из телескопического прицела наводчика М544 с 10-кратным увеличением, лазерного дальномера М550 (измерение дистанции в пределах 320...10 000 метров), баллистического вычислителя М579 и оптического модуля М421. Но и новый прицел М544 не получил стабилизацию.

Для обеспечения ночного видения без использования инфракрасного прожектора на танк была установлена пассивная система ночного видения DIVT-13. Её светочувствительная камера CASTOR CC8 размещалась в правой части башни, а изображение с неё поступало на экраны RR-107С, установленные у командира и наводчика. На эти же экраны из системы управления огнём поступала информация, по сигналам которой формировалось перекрестие прицела. При выходе из строя СУО на экране отображался дальномерный прицел для ручного прицеливания.

Командиру в крыше башни установили перископический прицел М496 с 8-кратным увеличением, с помощью которого осуществлялось наведение 105-мм пушки и спаренной 20-мм пушки.

Дополнительно у командира на командирской башенке заменили перископ-прицел М267 на круглосуточный ОВ-49 для осмотра поля боя и обеспечения прицеливания и стрельбы из зенитного пулемёта.

Так как для функционирования новых приборов ночного видения уже не был нужен инфракрасный прожектор РН-8-В, то его почти на всех танках демонтировали. Остался только прожектор РН-9-А на командирской башенке. Изменение дальности в новой СУО осуществлялось лазерным дальномером и надобность в оптическом дальномере отпала. Поэтому на новых машинах AMX-30B2 устанавливалась башня, в которой отсутствовали окна дальномера; на старых башнях в ходе модернизации AMX-30В окна дальномера закрывались заглушками.

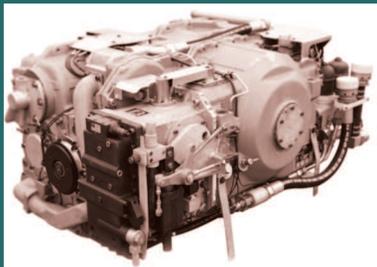
Прототип AMX-30B2 с новой башней без оптического дальномера



Ещё одним направлением повышение огневой мощи стало введение в боекомплект оперённого бронебойного подкалиберного снаряда OFL-105-F1, изготовленного из вольфрама. Так как пушка оптимизирована под применение кумулятивного снаряда, то недостаток стабилизации от вращения ОБПС компенсировался более длинным стволом пушки, что обеспечивало начальную скорость снаряда порядка 1525 м/с (выше, чем у английской L7 и американской M68).

Для повышения надёжности силовой установки и ходовой части был установлен улучшенный двигатель Hispano-Suiza HS-110-2 мощностью около 700 л.с. Дефорсирование двигателя позволило увеличить его ресурс. Компенсировать снижение мощности удалось путём замены механической трансмиссии на двухпоточную полуавтоматическую гидромеханическую SESM ENC200, имеющую пять передач вперёд и две назад.

Механизм поворота с гидрообъёмной передачей позволил вместо рычагов использовать для управления танком руль. Новая трансмиссия имела более низкие потери, что компенсировало снижение мощности двигателя и сохранило удельную мощность. Одновременно были усилены торсионы и амортизаторы. С 1988 года на серийные танки стали устанавливать



усовершенствованную систему ночного видения DIVT-16, оптическую систему которой защитили бронированным полукруглым кожухом.

Всего было изготовлено 166 танков AMX-30B2, а из AMX-30В было переоборудовано ещё 493 машины.

Первым и единственным боевым применением французских AMX-30B2 стала война в Персидском заливе в 1991 году. Тогда на 44 участвующих танках были установлены бортовые экраны.

AMX-30B2 в Ираке



Хотя в ходе этой войны среди танков AMX-30B2 потерь не было, тем не менее, было принято решение об установке на него динамической защиты, в состав которой входило 112 блоков общей массой около 2 тонн.

Комплект защиты BS G2 размещался на башне и корпусе танка и давал эквивалент 400-мм брони, установленной под углом 60 градусов.

Танк получил название AMX-30B2 BRENUMS.

Установка динамической защиты на AMX-30B2 началась в 1997 году, в то время, когда сами танки стали сниматься с вооружения и им на смену начали поступать танки следующего поколения AMX-56 Leclerc.

Крышки-заглушки для подводного вождения пришлось переставить с верхней лобовой детали на крышу МТО.

Помимо повышения защищённости танка блоками динамической защиты были продолжены меры по усилению огневой мощи. Впервые на этом танке установили стабилизированный прицел командира SFIM M527.

При установке динамической защиты прожектору РН-8В места не осталось и его сняли с тех танков, на которых он ещё оставался. На на левой стороне башни появился инфракрасный комплекс оптико-электронного подавления EIREL, предназначенный для постановки помех системам наведения ПТУР.

AMX-30B2 BRENUMS с установленным комплексом EIREL



В составе боекомплекта появились новые оперённые бронебойные подкалиберные снаряды с сердечниками из обеднённого урана.

Увеличение массы танка поставил перед конструкторами задачу повышения удельной мощности, которую можно было решить либо форсированием двигателя Hispano-Suiza HS-110-2, либо установкой нового двигателя.

Из новых двигателей больше всего подходил Renault/Mack E9. Этот двигатель разрабатывался французской компанией Renault и американской Mack на основе гражданского двигателя Mack V8 мощностью 500 л.с. После поставки двигателей на завод Renault в Лиможе они модифицировались для установки на различную боевую технику, в том числе и на танк AMX-30B2 и его модификации.

Выбор пал на этот двигатель ещё и потому, что он по габаритным размерам соответствовал Hispano-Suiza HS-110 и HS-110-2, что позволило оставить корпус танка без изменения. Да и трансмиссия SESM ENC200 подошла к новому двигателю. Мощность дизеля Renault/Mack E9 достигала 750 л.с. при 2400 об/мин.

Во Франции в вариант AMX-30B2 BRENUMS были переоборудованы танки только двух танковых полков сил быстрого реагирования. Ещё в двух полках танки AMX-30B2 были подготовлены под установку комплекта BRENUMS, а в остальных частях на вооружении находились обычные AMX-30B2.

Дальнейших планов по модернизации танка AMX-30B2 не было, а с 2006 года они начали сниматься с вооружения.

Но в процессе отработки новых технических решений при создании танка AMX-30B2 был создан танк под названием AMX-32, который планировался к поставке на экспорт.

Этот танк отличался от AMX-30В новой башней с другим орудием, установкой новой системы управления огнём и доработанным корпусом для повышения защищённости.

Работа над AMX-32 началась в 1975 году, а первый прототип со 105-мм пушкой CN-105-F1 был готов в 1979 году. На нём был установлен двигатель Hispano-Suiza HS-110-2 с механической коробкой передач.

AMX-32/105 с полукруглой маской и двигателем HS-110-2



Однако мощности двигателя было недостаточно и двигатель заменили на Hispano-Suiza HS-110-2 SR мощностью 800 л.с. с коробкой передач SESM Minerva ENC 200 (как на AMX-30B2). Этот двигатель обеспечивал скорость до 65 км/ч по шоссе, а запаса топлива хватало на 530 км. Пушка осталась прежней. Только маска пушки вместо полукруглой стала прямоугольной.

AMX-32/105 с прямоугольной маской и двигателем HS-110-2 SR



Но на следующей машине установили гладкоствольную 120-мм пушку GIAT CN120 G1, к которой в боекомплекте было два вида выстрелов: БОПС OFL 120 G1 и кумулятивный OECC 120.

Увеличение калибра привело к снижению боекомплекта до 38 выстрелов (21 находился в отделении управления, остальные в башне). Башня, кстати, стала сварной, а её лоб получил разнесённое бронирование. Лобовая деталь корпуса также получила комбинированное бронирование. Её эквивалентная толщина соответствовала 300 мм однородной брони. AMX-32 со 120-мм пушкой был впервые показан в 1981 году. Вспомогательное вооружение состояло из 20-мм пушки GIAT M693 Model F2 (боекомплект 480 снарядов) и 7,62-мм зенитного пулемёта AAT NF1. На AMX-32 была установлена система управления огнём COTAC APX M581, пассивная система ночного видения DIVT-13, стабилизированный прицел командира SFIM M527 (как и на AMX-30B2).

AMX-32/120



Масса танка в конечном итоге достигла 40 тонн, что потребовало изменения ходовой части.

Первое, что можно было сделать в подобной ситуации - это добавить по одному катку с каждой стороны и усилить подвеску. Следующий шаг заключался в переработке корпуса - его следовало удлинить и предусмотреть возможность установки нового, более мощного двигателя.

Выбор остановился на 12-цилиндровом дизельном двигателе с турбонаддувом Roysaud V12X-1500 мощностью 1300 л.с. при 2500 об/мин. С этим двигателем была заблокирована немецкая автоматическая трансмиссия ZF LSG 3000, обеспечивающей четыре скорости вперёд и две назад. Все эти доработки привели к увеличению массы, которая достигла 43,7 тонн. Тем не менее, при движении по шоссе этой мощности хватало для разгона до 70 км/ч, а на бездорожье - до 30...45 км/ч.

Топлива хватало на 850 км при движении по шоссе. Башня, пушка и система управления огнём практически не изменились в сравнении с AMX-32/120. Даже стабилизаторов пушки и системы прицеливания, обеспечивающих ведение огня с ходу, так и не установили. Поэтому основное применение нового танка, получившего название AMX-40, осталось прежним, как и у AMX-30B2 - стрельба из засады; её СУО обеспечивало 90-процентную вероятность попадания с первого выстрела в неподвижную цель, находящуюся на дистанции 2000 м.

AMX-40



Первый прототип, построенный в 1983 году, в этот же год был продемонстрирован на парижской выставке вооружений "Евросатори". Всего было сделано четыре машины, они демонстрировались на разных международных выставках, но найти иностранного заказчика так и не удалось. Программу свернули в 1990 году.

И всё же AMX-30 на экспорт поставлялся. Для этого даже были разработаны специальные версии, в которых ради снижения стоимости не устанавливалось некоторое оборудование, например, инфракрасный прожектор, ночные перископы и т.п. Но в таком виде эти машины никто не приобретал, а брали стандартную комплектацию. Одной из первых стран, которая приобрела французскую машину, стала Испания.

После закупки в 1970 году 19 танков AMX-30B испанцы приобрели лицензию на изготовление этих машин фирмой Santa Barbara Sistemas на заводе Empresa Nacional Santa Barbara в Севилье. Башня для танка производилась фирмой Astilleros Espanoles. Начав производство в 1974 году, фирма за пять лет изготовила 180 танков, получивших название AMX-30E. В 1979 году испанцы приступили к изготовлению второй партии из 100 танков. В 1980 году, после изготовления 20-й машины (100-й, изготовленной по лицензии), испанцы получили патент на всю документацию и, соответственно, право на самостоятельное внесение изменений в конструкцию танка.

Начали с установки американского двигателя с танка M60 Teledyne-Continental AVDS-1790-2D мощностью 750 л.с. вместе с трансмиссией Allison CD-850-6A. Но для этого пришлось удлинить корпус на 300 мм и приподнять верхнюю часть корпуса в районе МТО. В этом варианте в 1979 г. была построена всего одна машина, причём дополнительного шестого катка не установили.

AMX-30E P-001 "El Nino"



Почему этот вариант не устроил - неизвестно, но на следующий год попробовали другие двигатель и трансмиссию: MTU MB833 Ka-500 мощностью 750 л.с. и ZF 4 MP 250. Затем провели эксперимент и по изучению возможности совместной работы двигателя MTU MB833 Ka-500 с трансмиссией Allison CD-850-6A (автоматическая трансмиссия с тройным дифференциалом с двумя скоростями вперёд и одной скоростью назад). В других вариантах ещё устанавливали двигатели MTU MB833 Ka-501 и General Motor GM 124-71 OTA.

В конце концов выбор остановился на третьем варианте с двигателем MTU MB833 Ka-500 и трансмиссией Allison CD-850-6A. После проведения испытаний именно эта модификация с 1988 года получила право на жизнь. Таких машин было изготовлено 149 штук под названием AMX-30EM1. В 1989 году была запущена новая, более глубокая модернизация, в ходе которой на танк, получивший название AMX-30EM2, устанавливался двигатель MTU MB833 Ka-501 мощностью 850 л.с. с трансмиссией ZF LSG-3000. Одновременно для увеличения надёжности ходовой были

AMX-30EM2



установлены усиленные торсионы большего диаметра (как на AMX-30B2) и улучшенные амортизаторы. Заменяли и систему управления огнём на американскую Mark 9 A/D компании Hughes Aircraft Company, обеспечивающая стрельбу в дневное и ночное время, а дистанция до цели измерялась лазерным дальномером. У новой СУО была предусмотрена возможность стабилизации орудия. Огневая мощь была поднята введением в боекомплект бронебойного оперённого подкалиберного снаряда и установкой дополнительного 12,7 мм пулемёта на люке заряжающего. Защищённость повысили установкой стальных бортовых экранов и системы создания дымовой завесы с применением выхлопной системы двигателя. В ходе этой модернизации к 1993 году было доработано 100 танков. Следующими в очереди за французским средним танком встали армии Саудовской Аравии и Катара, для которых была специально разработана тропическая версия AMX-30S. На этих машинах двигатель дефорсировали до мощности 620 л.с. (при 2400 об/мин) для исключения его перегрева и повышения надёжности. Дополнительное снижение нагрузки на двигатель было достигнуто ещё изменением передаточных чисел, что привело к уменьшению максимальной скорости. Установленные бортовые экраны предназначались не столько для дополнительной защиты танка от огня противника, сколько от пыли. В СУО был заменён перископ командира танка и установлен лазерный дальномер. В Саудовскую Аравию с 1973 года по 1979 год поставили 190 AMX-30S, в которых уже после завершения контракта спаренный пулемёт заменили на спаренную 20-мм пушку. В Катар в течение 1977 года было поставлено 30 AMX-30S.

AMX-30S



Модернизацией 82 закупленных в 1972 году танков AMX-30B озадачилась и Венесуэла, которая через 15 лет эксплуатации задумалась о повышении их боевых возможностей. Венесуэльские компании разработали программу модернизации совместно с американскими Teledyne и Elbit Systems. Вместе с Teledyne была переработана моторно-трансмиссионная группа с установкой двигателя Continental AVDS-1790-2C-12-V мощностью 750 л.с. и трансмиссия Allison CD-850-6A (так же, как на испанском AMX-30EM2). Снова пришлось увеличивать размеры МТО и длину корпуса танка, но это позволило разместить топливные баки большего объёма.

А с компанией Elbit Systems были усилены боевые возможности путём установки новой СУО Lansadot Mk.I, лазерного дальномера и, наконец-то, полноценного стабилизатора орудия. В плане повышения защищённости ограничились установкой бортовых экранов.

Модернизированный танк получил название AMX-30V.



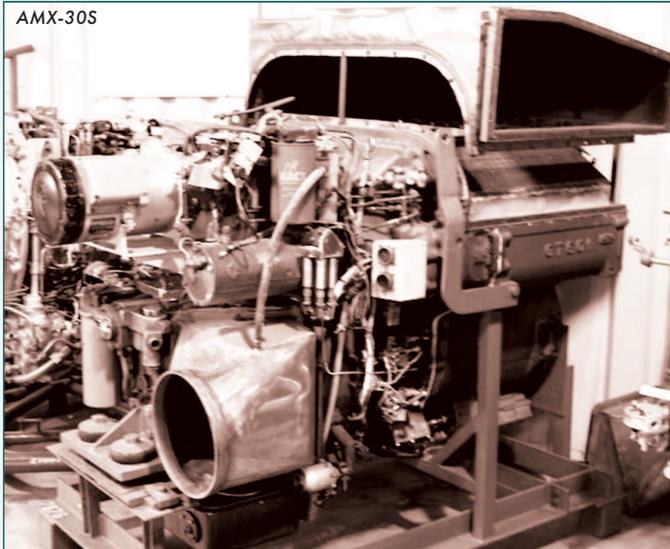
AMX-30V

Самое интересное в том, что эти танки до сих пор стоят на вооружении армии Венесуэлы и продолжается их модернизация. Основное направление - установка дублированной для наводчика и командира современной цифровой СУО и электроприводов пушки с цифровым управлением. Для работы СУО на башне размещается метеорологический датчик-мачта. AMX-30 поставлялся и в другие страны, но никаким серьёзным доработкам не подвергался.

Следует отметить попытку французских конструкторов установить в танк AMX-30 американский газотурбинный двигатель ITI GT-601.

Этот двигатель был разработан консорциумом ITI (Industrial Turbines International), в который входили американские компании Mack Trucks и Garrett AiResearch, а также немецкая компания Klockner-Humboldt-Deutz AG. С рабочей турбины двигателя снималась мощность порядка 550...750 л.с.

AMX-30S



В режиме максимальной мощности двигатель потреблял топлива всего на 10 % больше дизельного, но его габариты и масса оказались ещё больше. Тем не менее, двигатель в 1987 году установили в МТО AMX-30 и провели испытания на полигоне в Аризоне. Так как продолжение эта идея не получила, можно сказать, что испытания на тот момент существенных преимуществ ГТД перед дизельным двигателем не выявили.

Не обошли вниманием танк AMX-30 и сторонники применения противотанковых ракет. Напомним, что с начала шестидесятых годов прошлого века в США создавалась ПТУР MGM-51 Shillelagh, предназначенная для запуска через ствол специального орудия-пусковой установки танка M551 ("Двигатель" № 2 - 2018). Естественно, что и во Франции появился аналогичный проект под названием Anti-Char Rapide Autopropulse (противотанковый, быстроходный, самоходный), стартовавший в 1961 году, одновременно с началом испытаний прототипов AMX-30.

За разработку противотанкового комплекса взялось КБ Atelier de construction de Puteaux (APX). Следует отметить, что французские специалисты при создании своего противотанкового ракетного комплекса решили использовать наведение не по инфракрасному, а по лазерному лучу. Согласно тактико-техническим требованиям (ТТТ) противотанковая ракета должна была развивать в полёте сверхзвуковую скорость: после выстрела из гладкоствольного орудия на срезе ствола скорость ракеты должна была быть порядка 100 м/с, затем, после включения твёрдотопливного двигателя, в течение 1 - 1,5 секунд скорость ракеты должна увеличиться до 600 м/с. Ракета должна управляться на расстоянии от 75 м до 4000 м, а время полета до цели не должно превышать 4 с.

К 1967 году ракету наконец-то научили летать. К этому времени и заказчик - министерство обороны Франции - разобралось с новым оружием и выработало новые ТТТ, в которых перечислялись требования по надёжности комплекса, условиям хранения и контроля состояния. Были уточнены требования и по точности наведения: неподвижная цель размером 1,8x0,9 м должна была поражаться с 90-процентной вероятностью на дальности до 2 км, с 80-процентной вероятностью - от 2 до 3 км. Скорострельность должна быть не менее трех выстрелов в минуту на максимальную дальность. Теперь настала очередь научить ракету попадать в цель, и в 1968 году состоялся первые пуски ПТУР с передачей команд управления по лучу лазера. Вот тут выяснилось, что реактивные газы от твёрдотопливного двигателя перекрывали как источник инфракрасного излучения трассера, установленного на ракете, так и её оптических датчиков, воспринимающих сигналы управления, формируемые лазерным лучом. Решение нашли в создании смесового топлива с пониженным дымообразованием и повышением чувствительность приёмной аппаратуры оптических сигналов.

В итоге была создана ракета диаметром 14,2 см, длиной 122 см и стартовой массой 26 кг. В головном отсеке находилась боевая часть - кумулятивный заряд из 2 кг гексолита (62 % гексогена и 38 % тринитротолуола), которого было достаточно для пробития 380 мм гомогенной брони. В центральной части корпуса находился отсек твёрдотопливного двигателя, сопло которого выводилось на хвостовой торце.



Выстрел ПТУР ACRA

ПТУР ACRA в полётной конфигурации

Смесовое топливо располагалось в двигателе в два слоя. Сгорание первого слоя происходит в радиальном направлении от центрального канала и обеспечивает в течение первых 1,5 с после покидания ствола разгон ракеты со 150 м/с до 500 м/с. Горение второго слоя в течение не менее 6,5 с поддерживало постоянную маршевую скорость.

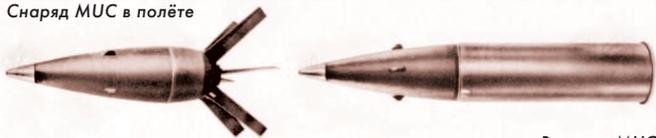
В хвостовой секции размещались приборы управления и восемь раскладываемых после выхода ракеты из ствола плоскостей размахом 438 мм, которые управлялись рулевыми машинками. На торце хвостовой секции ракеты вокруг сопла двигателя установлены четыре приёмника лазерного излучения системы наведения.

Для пуска ракеты было выбрано орудие-пусковая установка калибра 142 мм с гладкоствольной пушкой и клиновым полуавтоматическим затвором. Ствол имел длину 4200 мм (29,58 калибров) без эжектора (было предусмотрено удаление пороховых газов из ствола после выстрела сжатым воздухом). На конце ствола имелся дульный тормоз, снижающий отдачу. Заряжание орудия производилось вручную.

Стабилизация орудия не предусматривалась, так как стрельба ракетами была возможна только с места. Прицеливание и стрельбу осуществлял наводчик, командир же с помощью своего прицела давал целеуказание. Для осуществления выстрела боевая машина должна была остановиться, после чего наводчик наводил прицельную марку на цель и производил выстрел. В течение полета ракеты наводчик должен был удерживать прицельную марку на цели (на дальность 1000 м время полёта составляло 2,3 с, на дальность 3300 м - 7 с).

Надо отметить, что для этого орудия вместо обычных осколочно-фугасных выстрелов дополнительно были разработаны выстрелы со специальными унитарными осколочно-фугасными активно-реактивными снарядами МУС. Основное предназначение этого снаряда - уничтожение пехоты и легкой техники, укрытой и слабозащищённых фортификационных сооружений. После выстрела на срезе ствола снаряд имел скорость 550 м/с, а затем с помощью порохового заряда разогнался до 700 м/с и продолжал полёт по инерции. Стабилизация снаряда в полете осуществлялась раскрываемым оперением из шести стабилизаторов.

Снаряд МУС в полёте



Выстрел МУС

Длина выстрела составляла 900 мм, длина снаряда - 640 мм, масса выстрела - 20 кг, снаряда - 15 кг, взрывчатого вещества - 2 кг. Время полета на дальность 1 км - 1,4 с, максимальная дальность стрельбы - 8 км, (время полета - 25 с). Максимальная скорострельность этими снарядами составляла 8-9 выстрелов в минуту.

К моменту завершения всех работ по доведению комплекса до требований ТЗ на вооружение танковых подразделений уже поступал средний танк АМХ-30В, на шасси которого предполагалось создать ПТРК АСРА. Были даже спроектированы боевое отделение и башня со 142-мм гладкоствольной пушкой. Однако было принято решение о создании легкой самоходной установки на базе гусеничной боевой машины пехоты АМХ-10Р.

На первом опытном образце, изготовленном в 1969 г. под названием АМХ-10М АСРА, 142-мм пушка-пусковая установка с прицелом-прибором наведения размещалась в амбразуре передней части корпуса. Стрельбы проводились по подвижным и неподвижным мишеням на дальностях до 3 км и показали высокую эффективность комплекса. В 1971 г. был изготовлен второй прототип с командирской башенкой от АМХ-30В, а после него третий прототип, в котором на башенку установили 20-мм автоматическую пушку М693 F1.



Третий прототип АМХ-10М АСРА

В 1972 г. испытания комплекса со стрельбой на дальность свыше 3 км подтвердили соответствие техническому заданию всех заданных боевых и эксплуатационных характеристик. Казалось бы, ещё немного, и на вооружение поступит новый высокоэффективный противотанковый комплекс, но тут выявились некоторые негативные стороны проекта.

Во-первых, стоимость комплекса оказалась чрезмерно высокой: только само

оборудование обходилось в 1 млн франков, плюс 30 тыс. франков за каждую противотанковую ракету (в ценах начала 70-х годов прошлого века).

Во-вторых, этот комплекс нельзя было установить и применить с вертолёта (ракетой можно было стрелять только из пушки).

В-третьих, успехи в развитии подкалиберных бронебойных снарядов ставили под сомнение необходимость наличия в составе боекомплекта танка противотанковой ракеты, не имеющей к тому же возможности боевого применения на максимальную дальность в условиях европейского ТВД (плотная застройка делает невозможной стрельбу на большие дистанции).

По этим и некоторым другим причинам на государственном уровне было принято решение о прекращении финансирования программы АСРА. Тем не менее, компания Groupement Industriel des Armements Terrestres (GIAT), взявшая за совершенствование комплекса на собственные средства в надежде в случае успеха получить государственный заказ. А так как именно она занималась разработкой башни со 142-мм орудием для танка АМХ-30В, то она и продолжила разработку башенной установки Т142 и необходимые переделки в конструкции самого танка.

Общая компоновка танка, получившего название АМХ-30 АСРА, сохранила классическую схему серийного АМХ-30В. Боевое отделение занимало среднюю часть корпуса и башню. Орудие располагалось в амбразуре башни в бронемаске, более массивной чем у самоходки АМХ-10М АСРА. В бронемаске находился прицел-прибор наведения ПТУР. В связи с тем, что стрельба допускалась только с места, стабилизация у орудия отсутствовала.

При стрельбе ракетами отпала необходимость в точном определении дальности, поэтому в башне отсутствовал и оптический дальномер.

Боеукладка была поделена на две части, одна находилась в отделении управления справа от механика-водителя, другая в кормовой нише башни с расположением выстрелов головной частью вперед. Соотношение количества выстрелов ПТУР АСРА и снарядов МУС к этому времени определено не было.

Ходовая часть и МТО изменениям не подвергались. Масса танка с новым вооружением составляла около 38 тонн и двигатель мог разогнать его до 65 км/ч, а запаса топлива хватало бы на 550...600 км.

Прототип танка АМХ-30 АСРА был изготовлен в 1973 году.

Прототип АМХ-30 АСРА



В течение 1973-1974 годов он проходил испытания, в ходе которых осуществлялась стрельба ПТУР по подвижным и неподвижным целям. После выдачи командиром целеуказания наводчик осуществлял прицеливание, пуск ракеты и сопровождение цели до попадания в неё ракеты. Командир кроме выдачи целеуказания для стрельбы ракетами мог с помощью своего прицела вести огонь из пушки неуправляемыми осколочно-фугасными снарядами МУС, а так же из спаренного 12,7-мм пулемета или из зенитного 7,26-мм пулемета. В ходе этих испытаний была достигнута максимальная дальность успешного поражения цели на дистанции 3,8 км. Проводились стрельбы и неуправляемыми активно-реактивными снарядами МУС.

Стрельба ПТУР с прототипа АМХ-30 АСРА



К концу 1974 года в ходе испытаний все проблемы были решены, противотанковый комплекс АМХ-30 АСРА подтвердил соответствие ТТТ и ПТРК АСРА с запускаемой через ствол орудия ПТУР был полностью готов к серийному производству. При принятии этого комплекса на вооружение он стал бы первым в мире танковым ПТРК с применением лазерного луча для целеуказания. Однако этого не произошло. За то время, пока комплекс АСРА доводился до уровня тактико-технических требований, появились системы

управления огнем, оснащенные встроенными в прицелы лазерными дальномерами и баллистическими вычислителями, обеспечивающими точное прицеливание, а мощные подкалиберные снаряды не оставляли шансов при попадании. Более дешёвое средство оказалось не менее эффективным, это и решило судьбу программы АСРА и, соответственно, танка АМХ-30 АСРА.

Теперь перейдём к другим ракетам - зенитным. Во время Второй мировой войны в Германии разрабатывалось восемь проектов зенитных управляемых ракет, некоторые из которых прошли испытания и были рекомендованы к принятию на вооружение. И хотя серийного производства в те годы налажено не было, опыт пригодился при реализации совместного с Францией проекта создания зенитной ракеты Roland. От Франции в проекте участвовала компания Nord Aviation, а от ФРГ - Bolkow.

Ракета Roland должна была поражать цели на высотах от 20 до 5500 метров на дальности от 500 до 6300 метров. Ракета Roland должна быть длиной не более 2,4 метра, её масса не превышать 66,5 кг и размещаться она должна в одноразовом контейнере-пусковой установке.

Первые пуски были произведены в июне 1968 года, и как только стало понятно, что ракетная часть системы будет доведена, в 1974 году фирма GIAT приступила к разработке носителя ракетного комплекса. Естественно, выбор пал на танк AMX-30В.

Двигатель трансмиссия и ходовая часть была сохранена, а вот корпус машины был другой - с высокими вертикальными стенками, на крыше которой находилась пусковая установка с двумя готовыми к пуску ракетами. Там же находилась антенна локатора обнаружения с дальностью 16 км. Внутри корпуса размещалось необходимое оборудование и ещё восемь ракет в двух системах перезарядки. Ракеты в пусковой установке и в системе перезарядки находились в одноразовом пусковом контейнере, в котором находились с момента изготовления. Пуск первой ракеты мог быть осуществлён через 8-10 секунд от включения комплекса в боевой режим, для пуска второй ракеты требовалось порядка 2-6 секунд. После пуска ракеты новая ракета системой перезарядки устанавливалась в течение 10 секунд. К 1977 году комплекс прошёл испытания, подтвердил 80-процентную вероятность поражения цели и был принят на вооружение под названием AMX-30R Roland. Армия заказала 183 комплекса.

AMX-30R Roland 1



Пока шло его производство, он был модернизирован в целях обеспечения возможности применения в любых погодных условиях днём и ночью. Для этого была усовершенствована и ракета, и пусковая установка, на которую дополнительно установили радиолокационную антенну системы управления ракетой и соответствующее оборудование. В итоге в войска сначала поступал зенитно-ракетный комплекс AMX-30R Roland 1, которых успели изготовить 83 штуки, а с 1981 года перешли на изготовление AMX-30R Roland 2 (98 штук).

Испытательный пуск с модернизированного комплекса AMX-30R Roland 2



Напомним, что во французской армии в 60-е годы на вооружении находилась зенитная система AMX-13 DCA ("Двигатель", № 1 - 2019), в которой две 30-мм пушки Hispano-Suiza HSS 831A ставились в башню S401B. Появление в войсках нового танка AMX-30В законно вызвало желание на его основе

создать новую зенитную систему, и вполне логично было воспользоваться уже отработанной башней со всем оборудованием. Бóльшее шасси вдобавок позволяло разместить на машине и бóльший запас боеприпасов.

Первый прототип с башней SAMM S401B был построен из предсерийного AMX-30A без доработки корпуса с питанием башни и его оборудования от генератора двигателя и аккумуляторов. Так как выключение двигателя приводило к быстрому прекращению работы зенитной установки, то вскоре на месте боекомплекта в отделении управления установили вспомогательный двигатель с генератором. Одновременно шло усовершенствование башни путём установки нового локатора Oeuil Vert, который отличался от предшественника большей дальностью обнаружения. Однако военные не торопились с принятием нового зенитного комплекса AMX-30 DCA на вооружение: во-первых, их всё ещё устраивали ЗСУ на базе AMX-13; и, во-вторых, им больше нравилась зенитная ракетная система Roland. Тем не менее, труды не пропали даром: ЗСУ на базе танка AMX-30В приглянулись военным из Саудовской Аравии, которые заказали 53 машины и в 1975 году получили их под названием AMX-30SA.

AMX-30SA



Ещё одной боевой машиной на базе танка AMX-30В стала САУ, создание которой началось в 1969 году. В качестве платформы под башню САУ был взят корпус уже переработанного AMX-30 под зенитно-пушечный AMX-30 DCA, в котором был установлен дополнительный генератор для обеспечения питания башни САУ при выключенном основном двигателе. Разработкой САУ под первоначальным названием "GCT 155 mm" начала заниматься фирма EFAB (GST - Grande Cadence de Tir - "высокая скорострельность"). Но через год произошла реорганизация французских предприятий, они вошли в концерн GIAT, и проект САУ переименовали в GIAT 155 GCT. Первый прототип был готов в мае 1972 года, а в июне 1973 г. машину показали потенциальным заказчикам на выставке в Сатори. К 1974 году изготовили ещё пять прототипов, а в 1974-1975 изготовили первые предсерийные образцы и направили их на войсковые испытания.

Второй прототип САУ GIAT 155 GCT



В отделении управления справа от места механика-водителя была установлена вспомогательная силовая установка GAP мощностью 5,36 л.с., над которой в верхней лобовой детали находился эксплуатационный люк. В МТО двигатель остался прежним - Hispano-Suiza HS-110, а в механической трансмиссии ARE 5SD-200D изменили передаточные числа из-за возросшей массы САУ, которая достигла почти 42 тонны при массе корпуса в 24 тонны. Понятно, что виновата в этом башня САУ, которую пришлось проектировать под уже существующую гаубицу GCT de 155 mm с длиной ствола 39 калибров. В башне установили автомат раздельного заряжания на 36 снарядов. Всего в башне у задней стенки с левой стороны находилось 42 снаряда, размещённых в 7 стеллажах по 6 снарядов в каждом; с правой стороны уложены метательные заряды также в 7 стеллажах по 6 ячеек (но в каждой ячейке находилось по 7 метательных зарядов).



Размещение боекомплекта САУ

Механизм заряжания сначала подаёт снаряд, а затем набирается и подаётся зарядную камеру необходимое число полностью сгораемых металлических зарядов. Автоматическая система заряжания позволяет произвести первый выстрел через 15 секунд от подачи команды, а последующие производить через каждые 8-10 секунд. При отказе автоматической системы заряжания экипаж мог обеспечить темп стрельбы порядка 2 выстрелов в минуту.

Дальность стрельбы обычными снарядами достигала 23,5 км, а при стрельбе активно-реактивным снарядом - 28 км.

Башня имела возможность вращаться на 360 градусов, угол возвышения орудия составлял от -4° до 66°. Возможность установки орудия на малые углы возвышения позволяла вести огонь прямой наводкой, для чего имелся оптический прицел M589.

Дополнительное вооружение включало 7,52-мм зенитный пулемёт AA-52 с боекомплектом 2050 патронов.

Несмотря на то, что бронирование башни составляло всего 20 мм и защищало только от пулемётного огня и осколков снарядов, масса башни с гаубицей и боеприпасами достигла 17 тонн, что внесло существенный вклад в конечную массу САУ.

Первую серийную партию САУ должны были поставить во французскую армию в 1976 году, но из-за финансового кризиса у армии денег на закупку не оказалось. И вот тут подвернулся заказчик - Саудовская Аравия, которая в 1977 году подписала контракт на 63 САУ, поставленные в 1978-1981 годах.

Следующие 83 САУ в 1981-1985 годах были проданы Ираку. Экспортные САУ назывались AMX-30 Au 155.

И только в 1983 году французская армия начала получать САУ под названием AMX-30 Au-F1. Эти машины оснащались 12,7-мм пулемётом M2 Browning. Всего было произведено 179 AMX-30 Au-F1.

Только в 1988 году стали задумываться о модернизации САУ. В первой модификации 1990 года была произведена замена поршневой вспомогательной силовой установки на газотурбинную Gevaudan Microturbine мощностью 16 л.с. с установкой над ней другого эксплуатационного люка.

Одновременно была установлена новая СУО СП с инерциальной навигационной системой. Эти машины под названием AMX-30 Au-F1T изготовили для своей армии в количестве 97 штук. При этом старые, не прошедшие модернизацию машины стали называть AMX-30 Au-F1H.

AMX-30 Au-F1T



Несмотря на то, что САУ AMX-30 Au-F1T и её последующие модификации могли стрелять на дальность до 30 км, в её боекомплекте снарядов с ядерной боевой частью не предусматривалось. Для этого существовали тактические ракеты с ядерными зарядами. Но у Франции такой ракеты не было, поэтому было принято решение о создании собственной (взамен американской) ракеты малого радиуса действия, которую и начали разрабатывать с начала 1960-х годов. Для запуска ракеты было принято решение о создании пусковой установки, размещённой на шасси танка AMX-30. Вполне естественно, что пришлось менять корпус машины, который сделали к 1970 году.

Была разработана новая рубка с наклонным лобовым листом, в передней части которого находился отсек для размещения экипажа (командира, механика-водителя и оператора ракетных систем) и аппаратуры. Справа от рубки на корпусе находился подъёмный кран грузоподъёмность до 2,5 тонн. За рубкой находилась крыша и пусковая установка. В корме находился МТО с двигателем и механической трансмиссией. Двигатель позволял боевой машине развивать скорость на шоссе до 65 км/ч, а запас хода при заправке дизельным топливом составлял 500 км. Для обеспечения работы всех систем без использования основного двигателя был установлен вспомогательный поршневой двигатель с электрогенератором.

На кормовом листе корпуса шасси находились шарниры для крепления пусковой установки. Вторыми точками крепления пусковой установки являлись гидравлические цилиндры на крыше корпуса, с помощью которых обеспечивалась установка качающейся части пусковой установки на требуемый угол возвышения.

Твердотопливный двигатель ракеты работал в стартовом и маршевом режимах благодаря топливу, состоящего из двух зарядов, имеющих разные скорости горения. На стартовом режиме двигатель обеспечивал движение ракеты с ускорением порядка 100 g. Затем начинал работать второй заряд, обеспечивающий постепенный набор скорости до 1100 м/с. Дальность пуска составляла от 10 до 120 километров. Инерциальная система наведения

AMX-30P TEL Pluton



обеспечивала круговое вероятное отклонение на уровне 400 м на максимальной дальности. При этом ракета поднималась до высоты 30 км, а время полёта составляло около 170 секунд.

Ракета Pluton транспортировалась в разобранном виде на специальных транспортных средствах. В одном контейнере находился хвостовой отсек, а в другом - термостатированный контейнер с боевой частью. С помощью подъёмного крана экипаж устанавливал в пусковую установку хвостовую часть, а затем стыковал с ней боеголовку. На все операции уходило около 45 минут. Затем пусковая установка с ракетой выдвигалась на боевую позицию, экипаж осуществлял подготовку к стрельбе (установка требуемого направления и угла возвышения) и осуществлял пуск ракеты.

На подготовку к пуску требовалось не более 15 минут. Первый испытательный запуск ракеты "Плутон" состоялся 3 июля 1970 года. Оперативно-тактический ракетный комплекс Pluton был принят на вооружение в 1974 году, и в этом же году начались поставки серийной техники в артиллерийские полки, размещённые на севере Франции. Всего было поставлено в войска порядка 30 установок.



AMX-30D

Из инженерных машин, разрабатываемых на базе танка AMX-30, традиционно остановимся на ремонтно-эвакуационной машине и мостоукладчике. Ремонтно-эвакуационную машину начали разрабатывать с 1966 года. Прототип был готов 1971 году, в 1973 году изготовили пять предсерийных машин. Заказ на 100 БРЭМ, получивших название AMX-30D, начали выполнять в 1975 году. Оборудование на БРЭМ стандартное: отвал, две лебёдки для вытаскивания (основная на 35 тс с 90 метрами 34-мм троса, и вспомогательная на 3,5 тс со 120 метрами 11,2-мм троса) и гидравлический кран. Кран может поднимать груз массой до 12 тонн в пределах угла поворота стрелы до 240°. Сзади машины установлена специальная площадка, на которой перевозится запасной двигатель.

Масса БРЭМ в снаряжённом состоянии 36 тонн.

Экипаж четыре человека - командир, водитель и два механика.

Что касается мостоукладчика, то его начали разрабатывать в 1963 году, прототип долго делали, а испытания завершили только в сентябре 1971 г. Армия сначала заказала 20 машин, однако затем сократила заказ, а потом и вообще отказалась от мостоукладчика AMX-30H, но тут опять подоспела Саудовская Аравия, которая хотела заказать 15 машин, но смогла приобрести только 12.

AMX-30H



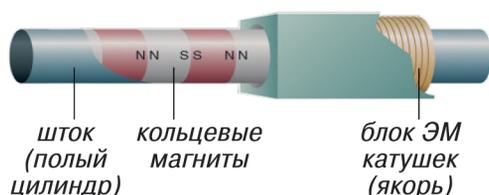
В следующем номере продолжим рассмотрение основных боевых танков западных стран второго послевоенного поколения с разработок конструкторов из Великобритании. **А**

(Продолжение следует.)

# ПЛАНАРНЫЕ И ШТОКОВЫЕ ЛИНЕЙНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

## Штоковые ЛД

Shaft Linear - штоковые (цилиндрические) линейные двигатели (ЛД) в ЭИ станках



**Первый показ ЭИ станка со штоковыми линейными двигателями - JIMTOF-2009**

Штоковые ЛД производятся рядом компаний.

Например, японской **JMC Hillstone** совместно с Nippon Pulse Company (NPC). **Производство - с 2005 г.**

Другие изготовители штоковых ЛД: LinMot, PBA Systems, Orientalmotor, Parker, Ametek, Delta и т.д.

Помимо названия shaft linear motor (штоковые ЛД) такие двигатели известны как “трубчатые” и “цилиндрические”.

*Штоковые ЛД разрабатывались для замены пневмо-, гидро- и ШВП-приводов в роботах-манипуляторах, штабелеукладчиках, сборочных платформах, а также мед- и спецоборудовании. Проволочные электроэлектронные станки - первое известное применение штоковых ЛД в станках вообще.*

Штоковые ЛД имеют бессердечниковые катушки и, как результат, недостаточную тягу. Такими ЛД можно оснащать лишь малые и средние модели ЭИ вырезных станков. Для прошивных станков такие двигатели непригодны - штоковый ЛД попросту не поднимет тяжелый электрод!

**Главное достоинство штоковых ЛД:**

Штоковые ЛД легко встроить на место ШВП-привода в существующие устройства (станки).

Но это, по сути, единственное достоинство!

**Главные недостатки:**

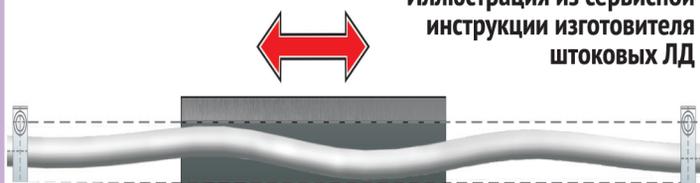
**дефицит тяги** (ЭМ катушки - бессердечниковые!);

**проблемы с теплоотводом** (его отсутствие!);

**разнонаправленные биения магнитного штока и динамическая асимметрия зазора (вектор тяги пляшет хаотично от направления подачи!);**

**хлипкая конструкция** (шток крепится лишь на концах внатяг и периодически требует перенатяжений).

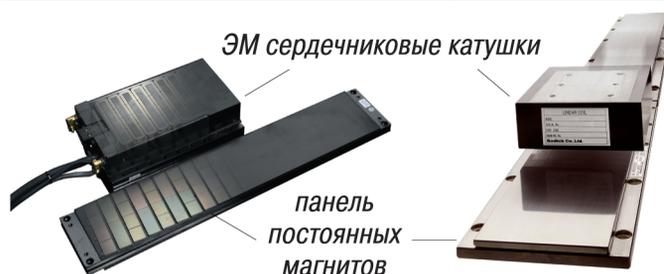
Иллюстрация из сервисной инструкции изготовителя штоковых ЛД



Из-за продольных волн и разнородности параметров магнитов и их частей шток при движении “выпясыивает твисты”

## Sodick

Разработка электроискровых (ЭИ) станков с линейными двигателями (ЛД) с 1990 г.



**Серийное производство стартовало в 1998 г.**

До 2000 г. производились лишь электроискровые прошивные станки с линейными двигателями (ЛД) только по оси Z. С 2000 г. появились электроискровые (ЭИ) проволочно-вырезные станки с ЛД по осям XY и прошивные с ЛД по осям XYZ.

**С 2001 г. станки оснащаются ЛД по всем осям:**

**ЭИ координатно-прошивные - по осям XY и Z**  
**ЭИ проволочно-вырезные - по осям XY и UV**

**Линейные двигатели Sodick** - собственная разработка компании, а также и собственное производство Sodick - вплоть до редкоземельных Ne-Fe-B магнитов.

**Линейные двигатели Sodick** - это плоские панели постоянных магнитов и блоки электромагнитных (ЭМ) катушек, между которыми постоянный зазор = 0,4 мм.

Двигатели устанавливаются параллельно плоскости перемещений. Условно их можно назвать “плоско-параллельными”, однако более распространен термин **планарные линейные двигатели**.

**Главные достоинства планарных ЛД Sodick:**

**большая мощность и тяга** благодаря сердечниковым ЭМ катушкам;

**идеальный теплоотвод** - блок электромагнитных катушек крепится всей плоскостью на массивные элементы конструкции с высокой теплопроводностью;

Неизменный **константный зазор = 0,4 мм;**

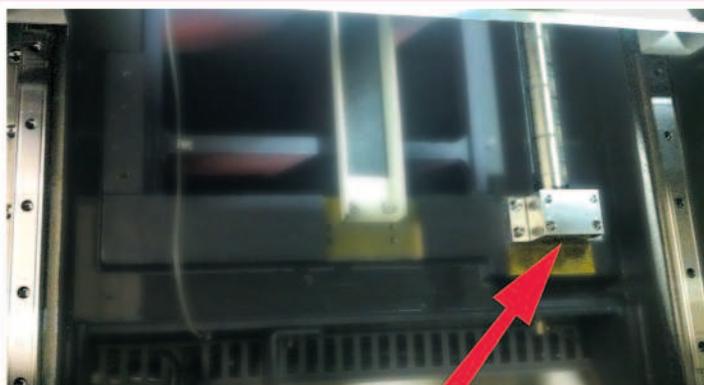
высочайшая динамическая точность в течение всей эксплуатации (**вектор тяги максимально совпадает с направлением подачи**);

надежность и долговечность, подтверждаемые двумя с лишним десятилетиями успешной эксплуатации;

особо **жесткая конструкция**.

**Недостаток:**

планарный ЛД нельзя встроить в обычный станок “под ШВП”; такие ЛД создаются “индивидуально” для станков, которые, в свою очередь, разрабатываются под эти ЛД и соответствующие им нагрузки.



**Штоковый ЛД** встраивается в станок на место ШВП. Тонкий магнитный шток толщиной чуть больше пальца легко деформируется, возникают разнонаправленные боковые биения, фатально влияющие на точность станка. Причин “гуляния” по меньшей мере две:

- 1) продольные волны, вызываемые силами сжатия и растяжения, которые порождаются неоднородностью плотности магнитных полей ЛД;
- 2) отклонения параметров отдельных магнитов на штоке, а также разнородность параметров разных частей одного магнита - двух одинаковых магнитов не бывает!

“Твисты” магнитного штока рожают переменные разнонаправленные боковые нагрузки на направляющие. Направляющие рассчитаны на вертикальные нагрузки, но быстро изнашиваются и теряют точность, если нагрузки боковые. Чтобы тонкий магнитный шток меньше гулял, изготовители штоковых ЛД предписывают крепить магнитный шток клиньями внатяг (!) в опоры на станине.

*Насколько хватает такого натяга? Как часто придется “перенатягивать” шток уже в рабочей станке?*

Опасность хаотичных плясок и твистов штока возрастает многократно, когда частота таких колебаний совпадает с собственной резонансной частотой конструкции...

В любом станке имеется множество резонансных областей, которые зависят от физических характеристик и от изменений температуры. Ситуаций предостаточно!

Штоковые ЛД бессердечниковые и демонстрируют **хронический дефицит тяги**. Известно, что сердечниковая ЭМ катушка создает магнитное поле на порядки ( $\approx \times 1000$ ) сильнее, чем генерирует бессердечниковая. Правда, коэффициент использования магнитного поля в штоковых ЛД несколько выше (благодаря кольцевым магнитам и трубчатой конструкции) - примерно в 2 раза. Но это лишь незначительно компенсирует потери от отсутствия сердечников. Именно из-за недостатка тяги штоковые ЛД не ставят в прошивные станки и большие проволочно-вырезные. Дефицит тяги порождает проблемы с плавностью на малых приращениях, когда отрабатываются подачи с микронной дискретностью. Здесь штоковый ЛД ведет себя, как трогаящийся рывками маломощный перегруженный грузовик!



**Компания Sodick начала разработку линейных двигателей** в начале 90-х в обстановке секретности. У компании уже был печальный опыт “заимствования”.

Разработчики перепроверили и испытали на стендах множество схем ЛД. Тестировались и конструкции с кольцевыми магнитами, как в новомодных штоково-цилиндрических ЛД. Все было забраковано, и только планарная (плоско-параллельная) схема ЛД оказалась идеальной для станков. Но с одной оговоркой: под приводы с планарными линейными двигателями необходимо заново создавать весь станок. По сути,

**линейный станок Sodick с планарными ЛД - единая мехатронная система.**

Машина, создаваемая заново, - это большие затраты, но... **дешево хорошо не бывает!** Это подтверждает опыт других станкостроительных компаний: практически все станки с ЛД (не электроискровые) ведущих мировых изготовителей используют планарные ЛД - другой проверенной временем альтернативы нет!

Сила взаимного притяжения между панелью постоянных магнитов и блоком электромагнитных катушек примерно в 6 раз больше той тяги, которая создается при работе ЛД в направлении подачи. Однако, если станок изначально конструируется для установки такого ЛД, проблема решается сама собой: жесткость литых конструкций значительно выше тех сил, которые возникают при работе ЛД, а нагрузка приходится на направляющие, которые на эти нагрузки как раз и рассчитаны. Нагрузки на направляющие - только вертикальные или в направлении, перпендикулярном плоскости ЛД. **Боковые нагрузки при работе планарных ЛД отсутствуют.** И это гарантирует сохранение первоначальной точности позиционирования по крайней мере на 15-20 лет.

В линейных станках Sodick используются сердечниковые ЛД. **Магнитные сердечники усиливают магнитные поля и тягу на порядки.** Бессердечниковые ЛД применяются лишь для нано-прецизионных станков, но по два и более на одну ось.

