

Двигатель

Научно-технический журнал № 1-3 (139-141 + 244) 2022



В номере:

Разработка роторных (стр. 2, 13) и поршневых (стр. 8, 16) двигателей.
Наука о турбулентности (стр. 20); механике сплошных сред (стр. 26, 58) и феноменах механики упругих систем (стр. 44); а также об использовании низкопотенциальной энергии ветра (стр. 32).

Технология создания и применения новых материалов (стр. 30, 61, 66).

Экологические проблемы автомобилей и автодорог (стр. 50).

Роль личности в истории (стр. 54), олимпиада по истории (стр. 23),

история создания авиационных двигателей (стр. 38),

а также танков и их двигателей (стр. 62).





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
- Богуслав В.А., д.т.н.,**
президент ПАО "МОТОР СИЧ"
- Воронков Ю.С., к.т.н.,**
зав. кафедрой История науки РГТУ
- 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., академик РАН,**
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.,**
Председатель Экспертного совета
ГНЦ РФ ФГУП "НАМИ"
- Ланшин А.И., д.т.н.,**
научный руководитель - заместитель генерального директора ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"
- Марчуков Е.Ю., член-корр РАН,**
генеральный конструктор - директор ОКБ им. А. Льюлька
- 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
- Сперанский А.А., DExpert ISCED,**
президент ИААБ, академик РИА и ИАА
- 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

Инна Игоревна Тизенгауз

Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

Финансовый директор

Инна Игоревна Тизенгауз

Редакторы:

Андрей Иванович Касьян, к.т.н.

Аделия Юрьевна Бурова

Юрий Романович Сергей, к.т.н.

Литературный редактор

Иван Петрович Сидоров

Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь

Владимир Николаевич Романов

Техническая поддержка

Федор Михайлович Ларичев

Фотографии, эскизы и рисунки

предоставили:

А.И. Бажанов, А.Н. Медведь,

В.Н. Романов и др.

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111250, Россия, Москва,

ул. Красноказарменная, 14.

Тел./факс: +7(495) 362-7891

aib50@yandex.ru

www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2022 гг.) размещается также на сайте Научной электронной библиотеки www.elibrary.ru и включена в индекс РИНЦ

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели"®.

Генеральный директор И.И. Тизенгауз

Заместитель 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:

05.04.02 - тепловые двигатели;

05.04.12 - турбомашин и комбинированные турбоустановки;

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

Индекс 1758 в общероссийском Перечне 2022 г.

Научно-технический журнал "Двигатель"®

зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Per. № 018414 от 11.01.1999 г.

24-й (116-й) год издания.

Отпечатано

ООО "Эксперт" Москва.

Тираж 500 экз.

Периодичность: 6 номеров в год.

Цена свободная.



СОДЕРЖАНИЕ

- 2 Направления совершенствования роторных двигателей в РФ**
А.А. Долбиш, С.Ф. Мясищев, А.А. Сперанский
- 7 Пассажирский Airlander 10 и его двигатели**
А. Идин
- 8 Авиационный двигатель для работы на тяжёлых видах топлива**
Р.Р. Гареев, М.Д. Гарипов, Р.Д. Еникеев, Р.Ф. Зиннатуллин, В.А. Шаяхметов
- 13 Тепловой двигатель с круговым поступательным движением кольцевого поршня (репринт 2002-4)**
В. Соколов
- 16 Высокоэкономичные и экологичные, полностью уравновешенные поршневые двигатели для летательных аппаратов и судов**
А.О. Миллер
- 20 Турбулентность. Автомодельность процесса уноса материала в закритической части сверхзвукового сопла РДТТ**
Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков
- 23 XIX Олимпиада по истории авиации и воздухоплавания**
С.В. Александрова, А.И. Бажанов
- 26 Механика сплошных сред. Смешанное уравнение теплопроводности**
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 30 Технология "КАРБУЛ". Получение изделий с гибридными матрицами**
И.С. Пятов, С.В. Ладанов
- 32 Возможности использования низкопотенциальной распределенной энергии в конфузorno-диффузорных системах**
А.И. Овчинников, А.А. Сперанский
- 38 Зарубежные авиационные турбовентиляторные двигатели для сверхзвуковых самолетов**
В.А. Зрелов
- 44 Раскрытие феноменов классической механики упругих систем. Модельная платформа цифровых инструментов антропогенной безопасности**
А.А. Сперанский
- 50 Современные экологические проблемы эксплуатации автотранспортных средств**
В.К. Азаров, А.В. Васильев, В.Ф. Кутенёв
- 54 Академик В.П. Глушко - начальник и главный конструктор ОКБ-456, генеральный конструктор НПО "Энергия"**
В.Ф. Рахманин, В.С. Судаков
- 58 Механика сплошных сред. От гидравлики до гиперзвука**
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 62 Танки - от и до**
О.Н. Брилёв
- 66 Керамика в станках компании Sodick**



НАПРАВЛЕНИЯ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ РОТОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В РФ

Александр Александрович Долбиш, генеральный директор КБ РД

Сергей Филиппович Мясичев, главный конструктор КБ РД

Анатолий Алексеевич Сперанский, председатель Совета Генеральных конструкторов РИА

Роторные двигатели (РД) получили широкую известность в начале шестидесятих годов после успешных испытаний первых образцов, проведенных в лабораториях фирмы NSU (ФРГ) под руководством Ф. Ванкеля. О роторных двигателях внутреннего сгорания, в частности к кинематикой Ф. Ванкеля, написано достаточно много статей. В этих публикациях подробно отражены достоинства роторного двигателя, такие как: простота конструкции, габаритно-весовые показатели, динамическая уравновешенность, а также недостатки, такие как: технологическая сложность изготовления, небольшой ресурс, высокая температура выхлопных газов, большой расход масла на угар и, как следствие, сложность выполнения всё более жёстких экологических требований. Тем не менее, интерес к РД с годами повышается не только на его родине - Германии и в Японии - первой стране, в которой РД получил серийную прописку на автомобиле, но и во многих других. В СССР и России у роторных двигателей тоже своя непростая история и, будем надеяться, светлое будущее.

Интерес к РД в передовых странах связан, в первую очередь, с развитием гибридных силовых установок (СУ) для автомобилей, имеющих в своём составе компактный генератор, двигатель внутреннего сгорания (ДВС), накопитель электроэнергии и электродвигатели для привода колёс. Применение в СУ электродвигателя обеспечивает работу ДВС в диапазоне его наилучшего КПД и минимального количества выбросов в окружающую среду, в том числе их полное отсутствие при движении только на электродвигателе. Несмотря на то, что накопители электроэнергии интенсивно совершенствуются, их применение в сочетании только с электроприводом уступают по многим показателям СУ в гибридном исполнении. Эти преимущества возрастают при применении в её составе компактного, лёгкого, высокоресурсного, экономичного ДВС. По всем перечисленным показателям роторный ДВС по сравнению с поршневыми ДВС имеет преимущества. Проведённые исследования американской фирмой John Deere совместно с исследовательским центром Gas Research Institute по использованию природного газа в качестве топлива для РД, подтвердили такую возможность с одновременным выполнением жёстких экологических требований, прежде всего по содержанию окислов азота.

Следует отметить работы, связанные с расширением спектра топлив, применяемых в РД. Так, фирма Mazda провела большой объём исследовательских работ по применению водорода в качестве топлива для автомобильного ДВС. В ходе этих исследований было однозначно выявлено, что при работе классического поршневого двигателя возникает ряд существенных проблем. В то же время, РД при небольшой модернизации позволяет использовать водород в качестве топлива. Поэтому фирмой было заявлено, что в "водородной" программе предпочтение отдано роторному двигателю.

В настоящее время РД всё успешнее теснят поршневые ДВС в электромобилях с гибридной СУ в концепции последовательной схемы, при которой РД приводит в действие электрогенератор для подзарядки аккумуляторной батареи. Для обеспечения своего приоритета в этом направлении мировой автопроизводитель Mazda зарегистрировал схему своей гибридной установки на базе роторного двигателя в Японском патентном ведомстве. СУ базируется на РД рабочим объёмом 350 см³ на секцию (рис. 1).



Рис. 1

В авиации также наблюдается повышенный интерес к применению РД, и прежде всего на беспилотных летательных аппаратах (БПЛА). РД имеют преимущества не только перед традиционным авиационными поршневыми ДВС, но и перед газотурбинными двигателями в диапазоне мощностей до 500 л.с., такие как: меньшая тру-

дёмкость изготовления, отсутствие дорогостоящих материалов, меньший габаритный размер, меньший удельный расход топлива, меньшая потеря мощности от высотности, лучшая защищённость двигателя от попадания посторонних предметов. Это подтверждается, во-первых, богатым зарубежным опытом - создано более 30 типов БПЛА с РД (см. журнал "Двигатель" № 3 и 4 - 2010 г.). И, во-вторых, проведёнными исследованиями, в ходе которых было выявлено, что тяга одного и того же винта, установленного на поршневой ДВС и на РД, отличается на 10 % в пользу РД, а при трёхсекционном исполнении РД отмечен рост тяги до 15 %. Такой эффект объясняется меньшими пульсациями угловой скорости вращения вала отбора мощности и, как следствие, винта, что обеспечивает более ламинарное обтекание лопастей и меньшую склонность к срыву потока на них. Применение СУ с РД по схеме последовательного гибрида может обеспечить ещё большую эффективность работы винта на всех режимах.

Исследовательский центр NASA-Lewis осуществил поиск экономичных и малотоксичных двигателей внутреннего сгорания для авиации общего назначения и провёл большой объём научных работ по перспективам их применения. Проведение работ было связано с проблемой обеспечения устойчивого горения в авиационных газотурбинных двигателях при организации рабочего процесса с низким уровнем эмиссии. Поэтому программа NASA включала рассмотрение совершенно разных типов двигателей, в том числе роторных. Был испытан авиационный роторный двигатель RC2-75, результаты испытаний которого показали, что выбросы HC превысили нормы токсичности всего на 39 %, в то время как CO и NO_x были в пределах требований ИКАО. После проведения доводочных мероприятий, средний удельный расход топлива g_e (BSFC) при крейсерском режиме (77 процентов от номинальной мощности) составил 274 г/кВт·ч (201 г/л.с.·ч). Забегая вперёд отметим, что у РД VA3-426 g_e составляет 190 г/л.с.·ч, в то время как у большинства авиационных поршневых ДВС этот показатель в диапазоне 210...220 г/л.с.·ч. Полученный g_e был ниже, чем у современных авиационных поршневых двигателей сравнимой мощности при удовлетворении экологических норм выбросов для воздушных судов. Удельный вес двигателя составил 0,766 кг/кВт. Это примерно на 15 % ниже, чем у лучших современных авиационных поршневых двигателей без турбонаддува.

В настоящее время успешно ведутся за рубежом работы по разработке и применению гибридной СУ (HSD-двигателя), состоящей из авиационного РД, системы аккумулирования энергии и электромотора для применения в малой авиации. Мощность, необходимая для взлёта и набора высоты в течение 15 минут, может быть обеспечена дополнительными электромоторами, получающими энергию от аккумуляторных батарей. При этом роторный двигатель в это время работает в экономичном режиме, что позволяет значительно снизить выбросы CO₂ и повысить ресурс РД.

На рис. 2 изображён гибридный авиационный двигатель 2030 с применением роторного двигателя "Twin-Pack" с турбонаддувом.

На рис. 3 изображён региональный лайнер Beechcraft 1900D с установленными двумя гибридными СУ HSD 6650E-40 мощностью по 975 кВт. Каждая силовая установка объединяет

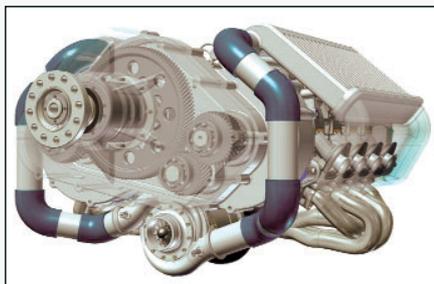


Рис. 2 Авиационный двигатель 2030



Рис. 3 Региональный лайнер Beechcraft 1900D

в открытых опубликованных материалах отмечается, что РД имеет более высокую мощность при одинаковом расходе топлива в сравнении с газотурбинным двигателем до высоты 7500 м. Применение наддува значительно увеличивает мощность РД, а подключение к нему электродвигателей обеспечивает преимущество гибридной СУ концепции HSD до высоты 12 000 метров.

Разработки современных ДВС на базе РД для широкого применения осуществляют ведущие мировые компании, такие как: Mazda (Япония), Aixo (Германия), Austro Engine (Австрия), Mistral Engines (Швейцария), Pratt Whitney (США), UEL Engines (Англия) и др.

В России наибольший объём работ по проектированию и совершенствованию роторных двигателей был выполнен в Тольятти в Специальном конструкторском бюро роторно-поршневых двигателей (СКБ РПД). СКБ РПД кроме серийного производства автомобильных РД вело разработку и изготовление опытных образцов авиационных РД мощностью от 140 до 270 л.с. для применения на самолётах общего назначения.

Опытные двигатели ВАЗ-4133 эксплуатировались на самолётах Л-6, двигатели ВАЗ-416 на самолётах Л-6М и Л-6СВ (рис. 4). Силовые установки на самолётах Л-6М и Л-6СВ были оснащены винтами изменяемого в полёте шага (рис. 4а). Общая наработка этих двигателей составила 1800 часов, причём двигатели ВАЗ-416 на самолётах Л-6М отработали по 300 часов (назначенный ресурс на период испытаний). Самолёты Л-6М и Л-6СВ были переданы в СибНИА им. Чаплыгина для проведения опытной эксплуатации, в т.ч. в условиях температур от -25 до +35 °С. Самолёты с установленными РД совершали многочасовые беспосадочные перелёты. За время эксплуатации серьёзных отказов РД выявлено не было.



Рис. 4 Л-6СВ с двумя РД ВАЗ-416



Рис. 4а Трёхсекционный РПД-426 мощностью 270 л.с.

ООО "Конструкторское бюро Роторных Двигателей" (правопреемник СКБ РПД) с августа 2005 г. по июнь 2007 г., совместно с ООО НПЦ "Грань" (С.В. Еремеев, Москва) провели комплекс научных и опытно-конструкторских работ по повышению топливной, ресурсной и экологической эффективности РД. Научно-исследовательские работы велись по многим направлениям, основными

из которых были совершенствование электронной системы управления двигателя (включая системы топливопитания и зажигания), а также поиск материалов и покрытий для деталей роторных двигателей, подверженных повышенным нагрузкам и износу (рис. 5).

Основными критериями выбора материалов для применения в РД являлись их свойства - механическая прочность, усталостная долговечность, нулевая пористость, возможность работы в химических средах при высоких температурах. Ограниченность выбора материалов обусловлена критическими условиями работы уплотнений и "рабочих" поверхностей в РД. Так, например, скорость скольжения радиальной лопатки по поверхности статора составляет 35 м/с и происходит в условиях неравномерного поля температур в зоне контакта, максимальные значения которых достигают до 420 °С. Дополнительно на лопатку действуют циклические знакопеременные газовые силы с перепадом температур газовой среды более 1200 градусов, обусловленные физико-химическими особенностями процесса горения, а также центробежная сила инерции и прижимное усилие пружины. У материала должна быть максимально возможная стойкость к циклически изменяющимся температурным напряжениям без необратимых изменений структуры материала. Специалистами ООО НПЦ "Грань" были изготовлены газовые и масляные уплотнения для РД из сверхтвёрдых материалов, способных работать в таких условиях, а специалистами КБ РД, был проведён большой комплекс стендовых работ по их испытаниям на работающих двигателях для определения их ресурса и анализа механических потерь.

Наиболее высокие ресурсные и трибологические характеристики на работающих двигателях в стендовых условиях, показали газовые и масляные уплотнения ротора, изготовленные из керамических материалов на основе карбида кремния, нитрид кремния и алмаз-карбидного композиционного материала "Скелетон". Скорость износа при функционировании РД на режиме максимальной мощности составила менее 0,04 мкм/ч. В результате выполнения совместных работ, был приобретён опыт в проектировании и изготовлении деталей РД из керамических материалов (рис. 6 и 7), а также их сопряжения с деталями, выполненными из чугуна, стали и алюминия, имеющие различные коэффициенты термического расширения. Подтверждена работоспособность новых деталей и элементов на стендах ООО "Конструкторское бюро Роторных Двигателей", а также на автомобиле ВАЗ 2110 с установленным РД.



Рис. 6 Радиальные лопатки из керамики на основе нитрида кремния и масляесъемное кольцо из керамики на основе карбида кремния

Дополнительно, для увеличения ресурса уплотнений ротора и выполнения экологических требований была модифицирована лубрикаторная система смазки путём доведения точек подачи до трёх и оптимизировано их расположение. Специально разработанный электронно-управляемый клапанный механизм в зависимости от режима работы РД обеспечивает подачу минимально необходимого количества масла, в т.ч. при применении наддува.



Рис. 5 Роторы двигателя с нанесенным теплозащитным покрытием из частично-стабилизированного циркония



Рис. 7 Крышка из карбида кремния

Применение новых материалов, оригинальной лубрикативной и усовершенствованной циркуляционной систем смазки обеспечило значительное снижение расхода масла на угар и обеспечило ресурс РД не менее 5000 часов. Численное моделирование рабочего процесса, отработка алгоритмов управления зажигания и распределённого фазированного впрыска топлива с применением современных электронных систем управления, позволили значительно улучшить экономичность и экологичность.

Отечественная электронная система управления двигателем оптимально регулирует цикловую подачу топлива, углы опережения зажигания, выполняет самодиагностику и регистрацию режимов работы двигателя. Подобная регистрация давно применяется в большой авиации, теперь это реально и для летательных аппаратов авиации общего назначения. Продолжаются работы с Российской инженерной академией (Москва) по применению волнового мониторинга РД, его ответственных деталей при производстве и прогнозу их состояния в "реальном времени" в эксплуатации. Система волнового мониторинга позволяет осуществлять контроль как за состоянием корпусных деталей на предмет, например, зарождения и развития трещин, так и за состоянием динамических элементов, например, подшипников, зубчатых соединений. При установке нескольких датчиков обеспечивается возможность локализации места дефекта.

Специалисты КБ РД продолжают создание сверхфорсированного РД с внешней камерой сгорания массой не более 140 кг и мощностью до 1600 л.с.



Рис. 8 Гипоциклоидный статор и пятиконечный ротор

Работы ведутся по концепции, сформированной ещё в 80-е годы подразделением СКБ РПД Волжского автозавода и ЦНИИ "Гидроприбор", в соответствии с которой применён гипоциклоидный статор и пятиконечный ротор (рис. 8).

Планируется создать прототип двигателя, который станет основой для энергосиловой установки нового типа.

Разрабатываемый двигатель (ВАЗ-Э 351, рис. 9, 10) мощностью 730 кВт и массой 110 кг характеризуется высоким рабочим давлением в полостях корпуса (более 22 МПа) и удельными весовыми характеристиками двигателя порядка 5,0 кВт/кг и более.



Рис. 9 Двигатель ВАЗ-Э 351



Рис. 10 Двигатель ВАЗ-Э 351 в разобранном состоянии

В этом двигателе реализуется большой арсенал процессов из физической газодинамики и химической физики для управления аэротермохимическими процессами во внешней камере сгорания. В нём предполагается использование альтернативных видов топлив, например, карбамида ($\text{CO}(\text{NH}_2)_2$). Такое топливо относится к возобновляемым источникам энергии, позволяющим сократить на порядок токсичность выхлопных газов и уменьшить их температуру.

В настоящее время коллективом разработчиков роторных двигателей (Долбиш А.А., Мясичев С.Ф.) было принято решение завершить проектирование намеченной в КБ РД линейки роторных двигателей под названием ДМЕ для широкого применения. Главный вектор усилий был перенесён с научно-исследовательских

работ на конструкторско-технологические. Продолжились работы по совершенствованию электронной системы управления РД, применения новых покрытий, а также наддува для повышения удельных показателей и мощностных характеристик.

Коллективом были завершены работы по разработке и изготовлению промышленных образцов линейки высокоресурсных РД ДМЕ серии 200, 300, 400 (рис. 11) с объёмом камеры сгорания от 350 см³ до 865 см³. Мощность РД ДМЕ без применения наддува составляет от 60 в односекционном до 700 л.с. в четырёхсекционном исполнении.



Рис. 11 Роторы и статоры РД ДМЕ 200, 300 и 400 серий

При проектировании РД серии ДМЕ закладывалась технологическая возможность организации их промышленного выпуска в условиях современных экономических и международных обстоятельств. В РД ДМЕ применены отработанные решения проблем роторных двигателей по таким элементам, как: лопатка, торцевое уплотнение, маслосъёмное кольцо и ротор (теплозащитное покрытие). С фирмой НЛП "НИТРИД" (Саратов) найдены новые способы упрочнения алюминиевых сплавов и чугуна. Сконструированные образцы РД ДМЕ могут работать на бензине отечественного производства различных марок, метане, пропан-бутане, природном газе и этиловом спирте. Продолжаются научно-технические работы по адаптации РД ДМЕ под дизельное топливо и биотопливо. При проектировании РД ДМЕ всех серий предусматривалось их изготовление исключительно из российских материалов и компонентов, они имеют высокий ресурс и высокие удельные характеристики. Достигнут расход топлива равный 185 г/л.с.ч (бензин АИ-95) при расходе масла менее 0,045 л/ч. Были изготовлены и испытаны опытные образцы двигателей ДМЕ 300 серии в одно-, двух- (рис. 12) и трёхсекционном (рис. 13) исполнениях.



Рис. 12 РД ДМЕ-321 (180 л.с.)



Рис. 13 РД ДМЕ-331 (300 л.с.)

Идут испытания и доводочные работы над двигателем ДМЕ 200 и 400 серий в односекционном исполнении (рис. 14). Данная линейка двигателей применима для спецтехники, автмотехники, малых и средних катеров как в качестве силовой установки, так и в гибридном исполнении с применением электрических двигателей. Двигатели ДМЕ имеют значительно меньшие габариты в сравнении с поршневыми и газотурбинными двигателями вышеуказанной мощности. Двигатели разработаны с возможностью адаптации их под авиационные требования и применения в малой и беспилотной авиации (АОН) в качестве маршевых для экранолётов, дирижаблей, вертолетов в двухдвигательном исполнении, а также для иных летательных аппаратов.



Рис. 14 Ротор и статор односекционного РД ДМЕ 400 серии после испытаний

Завершается проектирование линейки РД ДМЕ серии 500 и 600 с объёмом камеры сгорания от 1081 см³ до 1297,5 см³. Мощность проектируемой линейки РД ДМЕ составит от 180 в односекционном до 880 л.с. в четырёхсекционном исполнении без наддува.

В многосекционных РД ДМЕ применяется оригинальная система газовых уплотнений, улучшена силовая конструкция, применена полноопорная схема по эксцентриковому валу, обеспечивающая дополнительную жёсткость и ресурс. Оптимизировано расположение стяжных болтов (шпилек), исключая деформацию корпусных деталей, что обеспечивает восприятие усилий от газовых и тепловых нагрузок при применении наддува.

Применение наддува позволяет значительно увеличить мощность, так как она напрямую зависит от количества воздуха и топлива, поступающих в рабочую камеру двигателя. В РД ДМЕ применён самый распространённый и эффективный наддув на сегодня - газотурбинный, реализованный в радиальных турбокомпрессорах (ТКР). Для их привода используется "дармовая" энергия выхлопных газов. Одной из отличительных преимуществ РД является возмож-

ность обходиться без впускных и выпускных клапанов, в которых нуждаются традиционные поршневые двигатели. Благодаря отсутствию клапанов и, следовательно, ограничений потока рабочего тела в РД, появляется возможность увеличения максимальной частоты вращения ротора и увеличения энергии выхлопных газов. На рис. 15 изображены турбокомпрессоры разной производительности, применяемые в РД соответствующей мощности.



Рис. 15 Варианты применяемых ТКР для РД

Использование ТКР для наддува РД показало их эффективность: достигалось значительное увеличение мощности при незначительном увеличении массы силовой установки и, дополнительно, позволило снизить шумность и выбросы СО и NO_x. В ходе проведённых экспериментов определена минимальная размерность рабочего объёма РД, где применение ТКР не целесообразно.

Опираясь на решения основных материаловедческих, технологических и конструкторских проблем были предложены для промышленного (массового) производства различные варианты РД с необходимыми мощностными и эксплуатационными характеристиками (см. табл. 1). Следует отметить, что уже отработана технология для авиационных двигателей - сухой картер, алюминиевые крышки и роторы, что позволяет снизить массу двигателей примерно на 25...30 % при ресурсе не менее 5000 часов.

Вполне понятно, что отработку роторного двигателя, как, впрочем, и любого другого поршневого двигателя, удобнее (и дешевле) осуществлять на одной секции. Но благодаря тому, что в отличие от поршневого у роторного двигателя проще обеспечить балансировку и, соответственно, низкие значения вибрации, односекционные РД нашли применение на специальных летательных аппа-

Основные технические параметры роторных двигателей ДМЕ серии 300/400/500/600

Таблица 1

Параметр	Серия															
	ДМЕ-300				ДМЕ-400				ДМЕ-500 - проект				ДМЕ-600 - проект			
Модель РД	311	321	331	341	411	421	431	441	511	521	531	541	611	621	631	641
Ширина статора, мм	80				80				100				120			
Раб. объём камеры, см ³	654				865				1081				1297,5			
Количество секций	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
Рабочий объём, см ³	654	1308	1962	2616	865	1731	2595	3460	1081	2162	3243	4324	1297,5	2595	3892,5	5190
Габариты, мм																
длина	350	580	710	840	480	610	740	870	500	650	800	950	520	690	860	1030
ширина	445	445	445	445	510	510	510	510	510	510	510	510	510	510	510	510
высота	610	610	610	610	510	515	515	515	515	515	515	515	515	515	515	515
Масса, кг	60	100	130	150	100	135	160	185	102	139	166	188	115	165	205	245
Уровень форсирования средний																
Частота вращения, мин ⁻¹	6000				5500				5500				5500			
Мощность, кВт (л.с.), не менее	66 (90)	132 (180)	198 (270)	265 (360)	99 (135)	198 (270)	298 (405)	397 (540)	114 (155)	228 (310)	324 (465)	456 (620)	140 (190)	290 (380)	420 (570)	560 (760)
Макс. крут. момент, Нм	115	230	350	460	200	400	600	800	215	430	645	860	260	520	780	1040
Уровень форсирования высокий																
Частота вращения, мин ⁻¹	8000				6500				6500				6500			
Мощность, кВт (л.с.), не менее	87,5 (119)	175 (238)	264 (359)	353 (480)	128 (174)	257 (334)	387 (526)	516 (700)	132 (180)	264 (360)	396 (540)	529 (720)	162 (220)	324 (440)	486 (660)	648 (880)
Макс. крут. момент, Нм	120	240	370	500	205	410	630	840	250	500	750	1000	300	600	900	1200



Рис. 16 Односекционный РД ДМЕ-211

ратах, и прежде всего на БГЛА. Один из вариантов такого двигателя - ДМЕ-211 - приведён на рис. 16.

Из трёх секций РД ДМЕ-211 собран и находится на испытаниях двигатель ДМЕ-231 (рис. 17).

Предлагается ещё один роторный двигатель для авиационного применения - полноопорный четырёхсекционный безнаддувный ДМЕ-441 (рис. 18) мощностью 700 л.с. и сухой массой 185 кг, на базе которого может быть создана силовая установка с двумя такими двигателями (рис. 19), объединёнными через обгонные муфты и редуктор, мощностью 1400 л.с. и сухой массой 412 кг.



Рис. 17 Трёхсекционный РД ДМЕ-231



Рис. 18
Полноопорный
четырёхсекционный
РД ДМЕ-441

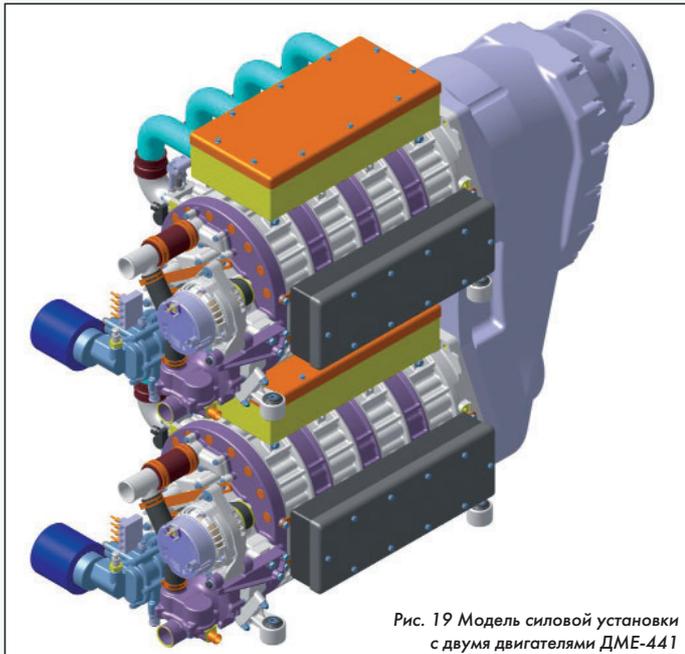


Рис. 19 Модель силовой установки с двумя двигателями ДМЕ-441

Аналогичный авиационный силовой агрегат (рис. 20) может быть создан на базе двух безнаддувных роторных двигателей ДМЕ-445 общей мощностью 1760 л.с.



Рис. 20 Авиационная СУ на базе двух РД ДМЕ-445



Рис. 21 РРВСУ ДМЕ и варианты её применения

Авиационное применение роторных двигателей предъявляет особые требования к их надёжности, контролю текущего состояния и прогнозу возможности дальнейшей эксплуатации. Наличие в составе роторного двигателя большого количества вращающихся деталей: подшипников, роторов, зубчатых соединений, а также корпусных деталей, которые подвержены значительным нагрузкам, требует применения специальных средств контроля. Наиболее подходящей системой для диагностики и прогнозности роторного двигателя является разработанный компанией "Рэм-вибро" программно-аппаратный комплекс "Оберг" (рис. 22).



Рис. 22 Применение ПАК "Оберг" на РРВСУ ДМЕ

ПАК "Оберг" обеспечивает в режиме реального времени прогнозирование остаточного ресурса и эксплуатацию по состоянию, что даст существенную экономическую выгоду.

В ходе отработки конструкции и изучения газодинамических процессов в камере сгорания, впервые в мировой практике для роторных двигателей применён цифровой метод высокочастотной многоканальной видеосъёмки (рис. 23) для спектральной векторно-фазовой реконструкции гомеостатического портрета процесса горения, что делает возможным скорейшую реализацию привлекательной идеи зажигания холодной плазмой.



Рис. 23



ПАССАЖИРСКИЙ AIRLANDER 10 И ЕГО ДВИГАТЕЛИ

Александр Идин

К основному достоинству дирижаблей относят его способность поддерживать высоту практически без расходования энергии. Топливо расходуется только для обеспечения движения в нужном направлении. Грузоподъемность определяется только объемом несущей ёмкости. Хотя для дирижаблей не требуется строить взлётные полосы, но есть необходимость отведения больших площадей вокруг причальной мачты для свободного перемещения летательного аппарата при изменении направления ветра, а также надо строить очень большие ангары для ремонта. К недостаткам дирижабля можно отнести и невысокую скорость полёта из-за высокого аэродинамического сопротивления (для круизного или "санаторно-оздоровительного" дирижабля этот недостаток превращается в достоинство). Много проблем и с низкой маневренностью, которая наиболее остро проявляется при заходе на посадку и подходу к причальной мачте.

Конструкция дирижаблей достаточно сложна: за внешней простотой гладкой оболочки скрывается ажурная конструкция, к которой предъявляются противоречивые требования: высокая прочность и малая масса. Материалы несущих ёмкостей должны обеспечивать высокую герметичность для сохранения дорогостоящего гелия. Можно и далее перечислять достоинства и недостатки дирижаблей, но за время своего существования журнал "Двигатель" неоднократно предоставлял страницы горячим поклонникам идеи массового дирижаблестроения. В этих статьях энтузиасты делали упор на имеющиеся достоинства, которых нет ни у одного другого воздушного транспорта. И их не смущало наличие недостатков, которые свойственны только летательным аппаратам легче воздуха. Они полагали, что если есть проблема, то должно быть и её инженерное решение.

К одному из таких решений можно причислить, например, гибридный дирижабль Филимонова, в котором была предпринята попытка объединить конструктивные элементы от дирижабля, самолёта, вертолёт и судна на воздушной подушке. Заявка на па-

тент была подана ещё в 1987 г., сам патент был зарегистрирован только в начале 90-х годов, но, к сожалению, проект так и остался проектом.

А вот специалисты британской фирмы Hybrid Air Vehicles взяли за создание нового гибридного дирижабля, применив весь мировой опыт. Точнее, они приняли участие в проекте Long Endurance Multi-intelligence Vehicle (LEMV) для армии США в части создания ЛА легче воздуха. В программе LEMV дирижабль под названием Airlander 10 (полное название - Hybrid Air Vehicles HAV 304 Airlander) предназначался для ведения разведки, наблюдения и рекогносцировки сухопутных войск. Индекс "10" соответствовал грузоподъемности ЛА. Разработка началась с подписания 14 июня 2010 г. соответствующего договора, а первый испытательный полёт (из трёх запланированных) продолжительностью 90 мин. состоялся в США уже 7 августа 2012 г. Однако в феврале 2013 г. армия США отказалась от этого проекта из-за его высокой стоимости.

В том же году Hybrid Air Vehicles выкупила дирижабль и решила использовать его в гражданских целях. 17 августа 2016 г. дирижабль совершил первый полёт, продолжавшийся девятнадцать минут. Но через неделю во время посадки после второго полёта была повреждена гондола. В ноябре 2017 г. Airlander оторвался от причальной мачты и, ударившись о землю, разрушил гондолу. В настоящее время компания занимается доводкой конструкции дирижабля и готовится к началу нового цикла испытаний.

Конструкция у Airlander 10 достаточно проста: в ней отсутствуют несущие силовые фермы, присущие жёстким и полужёстким дирижаблям. Форма оболочки определяется выкройкой материала, из которого она сделана, и поддерживается давлением заполняющего её гелия. Материалом является сверхпрочный полимер "вектран" - жидкокристаллическое полиэфирное волокно, которое на 20...50 % прочнее кевлара из арамидных волокон. В конструкции применяется и другие новые материалы, в т.ч. полимерные композиции.



Проект дирижабля Филимонова (чертежи из патента)

Оболочка, помимо обеспечения подъёмной силы благодаря наполненности её гелием, создаёт во время движения аэродинамическую подъёмную силу, которая может достигать до 40 %. При отсутствии движения дополнительную подъёмную силу обеспечивают винтомоторные установки, которые имеют возможность поворачиваться и отбрасывать воздух вниз.

В настоящее время на Airlander 10 установлено четыре дизельных двигателя, каждый мощностью по 330 л.с.

Задумывалось на Airlander 10 устанавливать только электрические двигатели (в 2019 г. компании Hybrid Air Vehicles был даже выделен грант в размере \$1,4 млн на их разработку), но в 2020 году было решено, что только передние двигатели дирижабля будут электрическими, а задние останутся дизельными. Электрические двигатели должны обеспечить экологически чистый полёт на скорости 93 км/ч и максимальную дальность 350 км. Такая двигательная схема должна быть готова к 2025 году.

Есть сведения, что от полностью электрической версии не отказались, и она будет создана к 2030 году. **А**



Дизельный двигатель дирижабля Airlander 10

АВИАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ РАБОТЫ НА ТЯЖЕЛЫХ ВИДАХ ТОПЛИВА

Роберт Радилевич Гареев,

ООО "Двигатели для авиации", главный конструктор

Марат Данилович Гарипов,

ФГБОУ ВО "Уфимский государственный авиационный технический университет", профессор, д.т.н.

Рустэм Далилович Еникеев,

ФГБОУ ВО "Уфимский государственный авиационный технический университет", профессор, д.т.н.

Рустемхан Фагитович Зиннатуллин,

ФГБОУ ВО "Уфимский государственный авиационный технический университет", старший преподаватель

Вадим Анасович Шаяхметов,

ООО "Двигатели для авиации", заместитель главного конструктора

В статье рассматривается проблема применения тяжёлых топлив в авиационных поршневых двигателях (АПД). Выделяются и описываются характерные особенности известных рабочих процессов при использовании тяжёлых топлив. Особое внимание уделено описанию оригинальной концепции организации процессов смесеобразования и сгорания, позволяющих обеспечить работу двигателя с искровым воспламенением на тяжёлых топливах и бензинах. В работе авторы акцентируют внимание на требовании высокой унификации внутри типоразмерного ряда при разработке семейства АПД. Приведены характеристики разрабатываемой базовой модели двигателя и даётся сравнение удельных показателей с серийными АПД.

The article deals with the problem of the use of heavy fuels in aircraft piston engines (APE). The characteristic features of known working processes when using heavy fuels are highlighted and described. Special attention is paid to the description of the original concept of the organization of the processes of mixing and combustion, which allow the spark ignition engine to operate on heavy fuels and gasoline. In the paper, the authors focus on the requirement of high unification within a standard-sized series when developing a family of APE. The characteristics of the developed basic engine model are given and a comparison of specific indicators with serial APE is given.

Ключевые слова: авиационный поршневой двигатель, рабочий процесс, авиационный керосин, многотопливность, типоразмерный ряд, система впрыска, процессы смесеобразования и сгорания, БПЛА, малая авиация, легкая и сверхлёгкая авиация.

Keywords: aviation piston engine, workflow, aviation kerosene, multi-fuel capacity, size range, injection system, mixing and combustion processes, UAV, small aircraft, light and ultralight aviation.

Введение

Одной из тенденций в области авиационных поршневых двигателей (в первую очередь, двигателей для военных БПЛА) стал переход на тяжёлые виды топлив (в англоязычной литературе данным термином обозначаются авиационный керосин и дизельное топливо). Так, в США принята директива министерства обороны о том, что военные службы должны приобретать те новые системы, которые могут работать на дизельном топливе и топливе для газотурбинных двигателей (JP-5/JP-8). Эта политика является частью концепции "Single Fuel Forward" - концепция поставок на театр военных действий только одного вида топлива: JP-8 или дизельного. Это делается в целях повышения безопасности и сведения к минимуму усилий, связанных с логистикой [1].

Наиболее простым решением этого вопроса является использование дизелей, обладающих, к тому же, высокой топливной экономичностью. Однако, авиационные дизели, построенные на основе автомобильных, имеют высокую удельную массу. Данный факт проиллюстрирован на рис. 1, где в качестве примера такого рода дизелей приведен двигатель Austro AE300.

Для решения проблемы высокой удельной массы одни производители пошли по пути существенной модернизации исходной автомобильной конструкции (пример - некоторые дизели фирмы Continental), другие - спроектировали авиационные дизели "с чистого листа", получив хорошие показатели по удельной массе (например, дизель SMA SR-305230). Такие результаты были

достигнуты благодаря применению лёгких материалов. При этом организация рабочих процессов и параметры цикла (в том числе высокая степень сжатия, ведущая к максимальному давлению цикла до 18 МПа) остались без изменения. Это привело к тому, что с повышением номинальной мощности удельная масса существенно возрастает даже у специально созданных под авиационное применение дизелей. Из рисунка 1 видно, что в диапазоне мощностей ниже 150...200 л.с. специальные дизели существенно проигрывают двигателям с искровым воспламенением. По этой же причине в диапазоне мощностей менее 135 л.с. авиационные дизели на рынке отсутствуют.

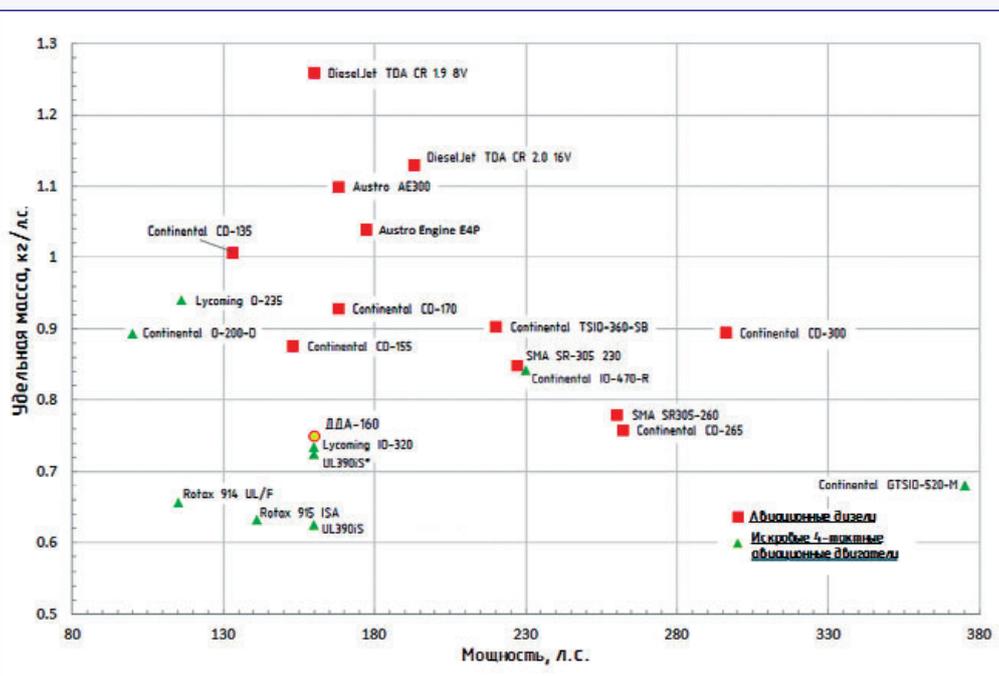


Рис. 1 Удельная масса авиационных поршневых двигателей

Таким образом, можно констатировать, что в случае четырёхтактных двигателей отсутствует возможность создать на базе известных рабочих процессов типоразмерные ряды двигателей с высокой степенью унификации, которые были бы способны работать на тяжёлых топливах и перекрывали весь мощностной диапазон их применения.

Мы акцентируем внимание на требовании высокой унификации внутри типоразмерного ряда двигателей [2]. Под этим мы понимаем то, что двигатели внутри ряда должны иметь унифицированный цилиндрический отсек (с унифицированными цилиндропоршневой группой, газораспределительным механизмом, топливной системой, расположением шпилек газового стыка и т.д.). Охват расчётного диапазона мощности внутри ряда должен достигаться путём изменения числа цилиндров [2]. Желательно при этом, чтобы были одинаковыми расстояния между осями цилиндров. Важность унификации определяется тем, что рынок авиационных поршневых двигателей достаточно узок, поэтому производство именно типоразмерного ряда двигателей будет одним из ключей к рентабельности работы предприятия.

Концепция организации процессов смесеобразования и сгорания

С точки зрения массогабаритных показателей лучшим решением является переход на использование тяжелых топлив двигателей с искровым зажиганием. Особенно это касается двигателей упомянутого диапазона мощностей менее 135 л.с. Однако впрямую данный вопрос решить не удалось. Это объясняется двумя основными причинами. Во-первых, худшей испаряемостью тяжёлых топлив, что затрудняет образование воспламеняемой смеси в районе искрового промежутка. Во-вторых, меньшим октановым числом тяжёлых топлив, что ведёт к возникновению детонации.

В Уфимском государственном авиационном техническом университете (УГАТУ) в течение более 20 лет ведётся разработка процессов смесеобразования и сгорания, позволяющих обеспечить работу двигателя с искровым воспламенением на тяжёлых топливах и бензинах. Предотвращение детонации достигается посредством организации сгорания предварительно не перемешанных или частично перемешанных топливовоздушных смесей, для чего организуется впрыск топлива в камеру сгорания на такте сжатия. Чем ниже октановое число применяемого топлива, тем позже осуществляется впрыск. В случае применения тяжёлых топлив углы опережения впрыска становятся близки к углам, реализуемым в дизелях. Организация процесса сгорания в данном случае становится схожей с процессами, реализованными в многокислотных дизелях с вспомогательным искровым зажиганием фирм MAN, Deutz и других [3-7]. Известно, что для обеспечения возможности воспламенения, топливо в районе искрового разряда должно быть в газовой фазе, а смесь находится в концентрационных пределах воспламенения. Обеспечить эти условия при использовании систем впрыска, традиционных для дизелей, достаточно сложно. Поэтому для воспламенения в данных системах использовались многоискровые системы зажигания повышенной мощности.

Если рассматривать искровое зажигание не как вспомогательный, а как основной способ воспламенения, то его, на наш взгляд, желательно производить единичным искровым разрядом (как в бензиновых двигателях). Воспламенение единичным искровым разрядом авиационного керосина и дизельного топлива удалось осуществить на практике. Одним из примеров может служить рабочий процесс фирмы Orbital [8], реализованный, например, в серийных двухтактных авиационных двигателях Hirth и Lycoming. Использование в этом процессе непосредственного впрыска топливовоздушной смеси (AAD) позволяет получить высокое качество распыла. Причем это качество лишь незначительно меняется при переходе от бензина к дизельному топливу, что позволяет организовать воспламеняемую смесь в районе искрового разряда при использовании различных топлив (в том числе тяжёлых). Основным недостатком процесса "Orbital" является низкое давление впрыска (около 0,6 МПа), что вынуждает использовать ранние углы опере-

жения впрыска, что, в свою очередь, вынуждает снижать степень сжатия во избежание детонации. А это негативно сказывается на топливной экономичности двигателя. Принимая во внимание большее среднее эффективное давление четырёхтактных ДВС, в особенности в наддувном исполнении, можно предположить, что проблема детонации при использовании тяжелых топлив в данном случае только усугубится.

Рабочий процесс, разработанный в УГАТУ, тоже реализуется использованием системы впрыска с пневмораспыливанием, но, в отличие от системы Orbital, давление впрыска значительно выше. Его значение определяется исходя из двух основных условий. Во-первых, условия создания перепада давления достаточного для нужного распределения топлива по камере сгорания. Давление впрыска в данном случае сильно зависит от того, насколько поздние углы опережения впрыска требуются для обеспечения бездетонационного сгорания. Во-вторых, условием выбора давления впрыска является дробление, нагрев и частичное испарение топлива, необходимые для создания воспламеняемой смеси в районе искрового промежутка. Нагрев и частичное испарение должно происходить в том числе в результате сжатия топливовоздушной смеси в системе впрыска.

К настоящему времени предлагаемые УГАТУ процессы смесеобразования и сгорания проверены как на базе серийных двухтактных, так и четырёхтактных двигателях без наддува. Подробное описание процессов, конструкции и характеристик двигателей приведены, например, в [9-12]. В данной статье описаны лишь их некоторые особенности. На рис. 2а представлена схема конструкции, реализующей процессы смесеобразования и сгорания в условиях двухтактного двигателя.

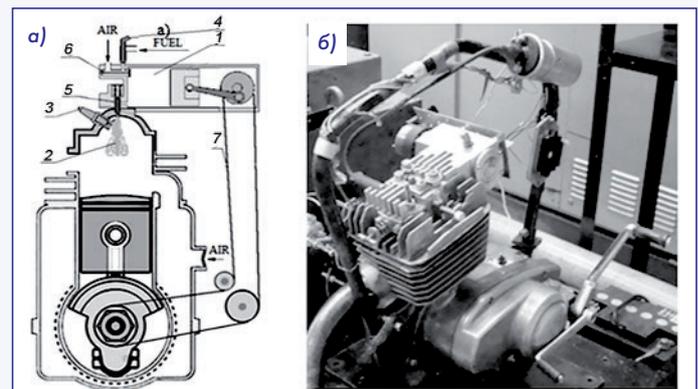


Рис. 2
 а) Схема реализации рабочего цикла: 1 - рабочая полость компрессора; 2 - обогащённая топливовоздушная струя; 3 - свеча зажигания; 4 - ручной дозатор иглы; 5 - игла; 6 - тарельчатый клапан; 7 - ременной привод компрессора;
 б) Общий вид экспериментального двигателя

Топливо с небольшим количеством воздуха поступает в полость сжатия компрессора 1, где происходит предварительная стадия смесеобразования: подогрев, дробление, перемешивание и частичное испарение топлива. При достижении определённого давления, происходит впрыск топливовоздушного факела 2 в рабочую камеру двигателя. Рабочий объём компрессора около 2,5 % от рабочего объёма двигателя. Зажигание смеси осуществляется искровым разрядом от свечи зажигания 3 на периферии топливовоздушного факела. Система зажигания имеет традиционную конструкцию и параметры разряда, характерные для бензиновых двигателей. На рис. 2б представлен общий вид экспериментального двигателя, на рис. 3 - его внешняя скоростная характеристика при работе на различных топливах.

Похожим образом организованы предлагаемые процессы смесеобразования и сгорания в условиях четырёхтактного двигателя. Базовым двигателем в данном случае являлся дизель YANMAR L-100N. Помимо изменения топливной системы и установки системы зажигания от бензиновых двигателей, была уменьшена степень сжатия с 19,3 до 13,5 путём увеличения объёма камеры сгорания в поршне.

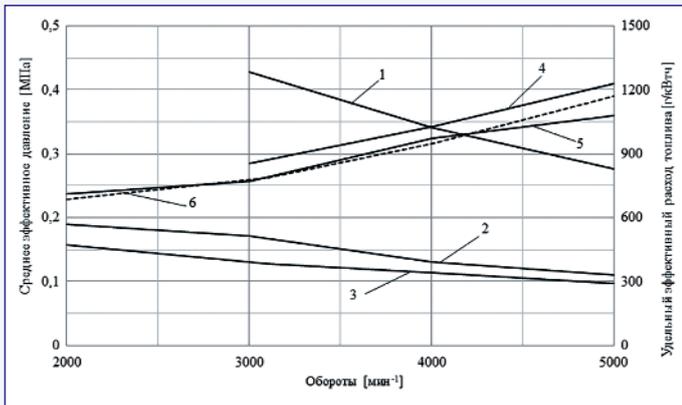


Рис. 3 Внешняя скоростная характеристика двухтактного двигателя:
Удельный эффективный расход топлива (g_e):
 1 - базового карбюраторного двигателя;
 2 - экспериментального двигателя, при работе на дизельном топливе;
 3 - экспериментального двигателя, при работе на авиационном керосине;
Среднее эффективное давление (p_e):
 4 - базового карбюраторного двигателя;
 5 - экспериментального двигателя при работе на дизельном топливе;
 6 - экспериментального двигателя при работе на авиационном керосине

На рис. 4 приведена внешняя скоростная характеристика данного двигателя с предлагаемыми рабочими процессами при работе на керосине ТС-1.

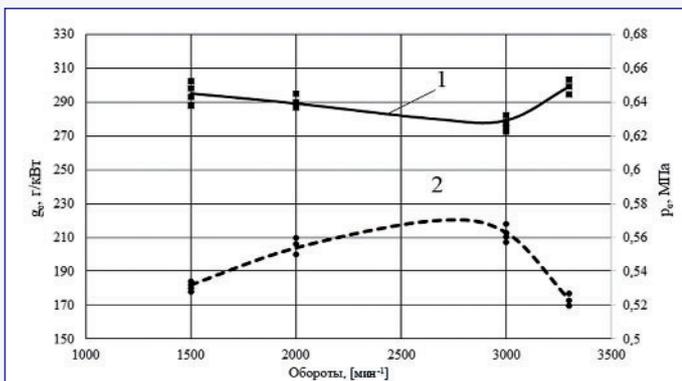


Рис. 4 Внешняя скоростная характеристика четырехтактного двигателя при работе на авиационном керосине ТС-1:
 1 - Удельный эффективный расход топлива (g_e);
 2 - Среднее эффективное давление (p_e)

Видно, что удельный эффективный расход не превышает значений, присущих бензиновым авиационным двигателям (рис. 5).

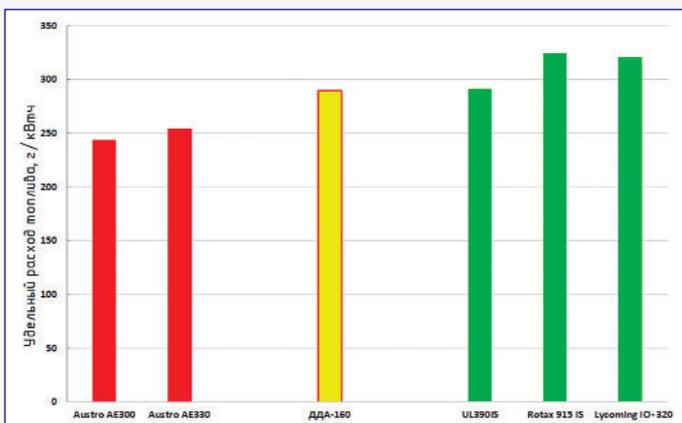


Рис. 5 Удельный расход топлива авиационных двигателей

У предлагаемой схемы организации рабочих процессов имеется недостаток, характерный для дизелей - ограничение по нижнему пределу коэффициента избытка воздуха (около 1,4). Это ведёт к более низкой, по сравнению с бензиновыми двигателями, удельной мощности. Однако использование для воспламенения свечи зажига-

гания позволяет частично компенсировать этот недостаток и сделать удельную мощность хоть и ниже, чем у бензиновых двигателей, но выше, чем у дизелей. Это объясняется тем, что искровое зажигание позволяет расширить верхний предел частот вращения вала двигателя (относительно дизелей) и даёт гибкость в выборе степени сжатия (от 9 до 15). Более низкие, относительно авиационных многопливных дизелей, степени сжатия (18), приводят к снижению нагрузок на детали двигателя, механических потерь и массы деталей. Здесь необходимо отметить, что интенсивное падение КПД двигателя происходит при снижении степени сжатия менее 10...12. В диапазоне же степеней сжатия 12...18 КПД двигателя изменяется незначительно. Так, например, снижение степени сжатия с 18 до 10 увеличивает расход топлива не более чем на 5...6 %, а максимальное давление в камере сгорания снижается в полтора раза [13, 14]. Кроме того, использование для воспламенения свечи зажигания решает проблему воспламенения топлив с низкими цетановыми числами (например, бензинов).

До настоящего времени исследования предлагаемых УГАТУ процессов касались безнаддувных двигателей. Но для того, чтобы достигнуть удельной массы, близкой к бензиновым двигателям, при этом не ухудшив топливную экономичность, необходимо использовать турбонаддув. Для исследования и доводки процессов смесеобразования и сгорания в условиях четырёхтактного авиационного двигателя с наддувом компанией ООО "Двигатели для авиации" (ДДА) совместно с УГАТУ была разработана и изготовлена лабораторная установка на базе одноцилиндрового отсека (рис. 6).

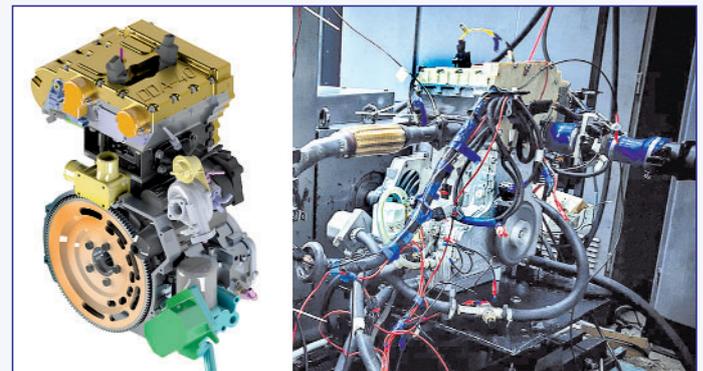


Рис. 6 Общий вид лабораторного одноцилиндрового двигателя

На его основе предполагается развернуть типоразмерный ряд авиационных двигателей. На рис. 7 представлена схема конструкции, реализующей процессы смесеобразования и сгорания.

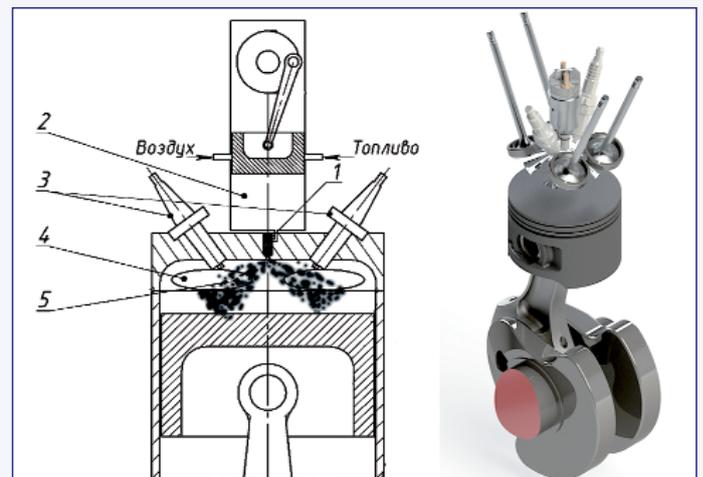


Рис. 7 Схема конструкции для реализации предлагаемых рабочих процессов: 1 - распылитель форсунки; 2 - компрессор топливной аппаратуры; 3 - свечи зажигания; 4 - клапан двигателя; 5 - струя обогащённой топливоздушной смеси

Как видно из рисунков, концепция организации смесеобразования и сгорания предполагает близкое расположение свечей за-

жигания к форсунке. С целью обеспечения возможности их размещения в четырёхклапанной головке цилиндра потребовалось использовать шатровую камеру сгорания, соответственно - отказаться от эффективной, с точки зрения смесеобразования, комбинации "головка цилиндра с плоским днищем - камера сгорания в поршне", распространенной в дизелях. Для обеспечения эффективного смесеобразования в данных условиях предпринят ряд мероприятий. Во-первых, организуется вихревое движение в цилиндре применением одного винтового и одного тангенциального впускных каналов. Во-вторых, осуществляется впрыск части цикловой дозы топлива во впускной канал головки, благодаря чему к моменту начала основного впрыска (ближе к концу такта сжатия) образуется бедная предварительно перемешанная смесь. Состав смеси подобран таким образом, чтобы предотвратить выгорание значимой доли топлива до момента искрового зажигания. Второе мероприятие реализуется только при больших нагрузках. На настоящий момент двигатель прошёл предварительные испытания в безнаддувном исполнении и идёт подготовка двигателя к исследованию в наддувном исполнении.

Концепция конструкции

При разработке конструкции закладывалась возможность создания типоразмерного ряда (семейства) двигателей на базе унифицированного цилиндрического отсека с процессами смесеобразования и сгорания, разработанными в УГАТУ. Цилиндровая мощность была выбрана равной 40 л.с. При данной цилиндрической мощности типоразмерный ряд охватывает мощностной диапазон от 120 до 480 л.с., с числом цилиндров, соответственно, от 3 до 12. В конструкции закладывается возможность сохранения расстояния между осями цилиндров независимо от компоновочной схемы. В целях сокращения габаритов и массы двигателя его значение было выбрано минимально возможным с точки зрения обеспечения надёжности газового стыка и прочности в зоне межцилиндровых перемычек. В таблице 1 представлены возможные, с точки зрения сохранения высокой унификации, компоновочные схемы и вырабатываемая мощность каждого из двигателей принятого типоразмерного ряда. Стоит отметить, что предлагаемые процессы смесеобразования и сгорания можно реализовать и на двигателях с существенно меньшим рабочим объёмом, тем самым сформировать ещё несколько типоразмерных рядов как двухтактных, так и четырёхтактных двигателей.

Таблица 1

Компоновочные схемы и вырабатываемая мощность принятого типоразмерного ряда					
Количество цилиндров	3	4	6	8	12
Схема					
Мощность на взлётном режиме, л.с.	120	160	240	320	480

При выборе количества цилиндров для первого двигателя семейства (так называемой базовой модели [2]) руководствовались следующими соображениями. Мощность базовой модели двигателя должна быть востребована. В то же время временные и финансовые затраты на разработку, испытания и доводку двигателя должны быть приемлемыми. Согласно этим соображениям был выбран четырёхцилиндровый двигатель, мощность которого должна составить около 160 л.с. Расчётные параметры двигателя представлены в таблице 2. На рис. 8а представлен общий вид данного двигателя. Из таблицы 2 и рис. 1 видно, что удельная масса разрабатываемого двигателя хоть и выше, чем у бензиновых двигателей, но ниже, чем у дизелей близкой мощности, причины чего уже были описаны выше. Однако - это расчётный параметр. Как уже упоминалось,

подтвердить показатели работы при наддуве должны предстоящие исследования на одноцилиндровом отсеке.

В двигателе, с одной стороны, применяются компоненты от серийных автомобильных двигателей такие как, например, поршневые кольца, вкладыши, клапаны, гидрокompенсаторы. С другой стороны, использованы решения, характерные для авиационных поршневых двигателей: две свечи зажигания на один цилиндр, шестерёчатый привод газораспределительного механизма и систем двигателя. Сюда же следует отнести и более низкую, по сравнению с современными автомобильными двигателями с искровым зажиганием, среднюю скорость поршня (см. таблицу 2).

Таблица 2

Расчетные параметры двигателя	
Буквенное обозначение	ДДА-160
Компоновочная схема	Четырёхцилиндровый, с оппозитным расположением цилиндров
Объём двигателя, см ³	1600
Ход/диаметр, мм	65/88
Расстояние между осями цилиндров, мм	98
Геометрическая степень сжатия	9,5
Частота вращения коленчатого вала на взлётном режиме, мин ⁻¹	5800
Средняя скорость поршня на взлётном режиме, м/с	12,5
Мощность на взлётном режиме, кВт (л.с.)	117,7 (160)
Среднее эффективное давление на взлётном режиме, МПа	1,52
Удельный эффективный расход топлива на взлётном режиме, г/кВт·ч	290
Максимальное давление цикла, МПа	12
Количество клапанов на цилиндр	2 впускных, 2 выпускных
Расположение распределительных валов, привод клапанов	Верхнее, рычажный с использованием гидрокompенсаторов
Топливо	Авиационный керосин ТС-1 (дизельное топливо, бензин)
Система охлаждения	Жидкостная
Система наддува	Турбонаддув с охладителем наддувочного воздуха
Давление наддува (абсолютное), МПа	До 0,3
Масса сухая (без радиаторов), кг	125

Приводы газораспределения, редуктор, другие навешенные механизмы выполнены модульными. При необходимости их можно заменить на другую комплектацию, не меняя конструкцию непосредственно двигателя. На рис. 8б, где изображена часть двигателя без головок блоков, для примера приведена комплектация двигателя со стартер-генератором вместо редуктора.



Рис. 8 Общий вид авиационного поршневого двигателя ДДА-160

В таблице 2 приведены показатели двигателя при работе на авиационном керосине. Но закладывается возможность работы двигателя и на других товарных топливах (бензины, дизельное топливо). Хотя переход с одного топлива на другое не предусматривает изменения конструкции двигателя, но требует корректировки настроек углов опережения впрыска и зажигания. При этом несколько изменятся мощностные и экономические показатели двигателя даже при скорректированных под каждое топливо настройках. Это хорошо видно из рис. 3. При переходе на дизельное топливо характеристики ухудшатся, при переходе на бензины - улучшатся.

В настоящий момент завершается проектирование базовой

модели двигателя, часть деталей изготовлена или находится в стадии изготовления. На рис. 9 представлен образец двигателя, который экспонировался на выставках "МАКС 2021", МВТФ "АРМИЯ 2021", "Worldskills Russia 2021". Параллельно происходит экспериментальная проверка и доводка принятых технических решений на одноцилиндровой установке.



Рис. 9 Авиационный поршневой двигатель ДДА-160, представленный на выставках

Результаты проработки концепции конструкции базовой модели двигателя показали возможность развёртывания типоразмерного ряда двигателей с параметрами и показателями цилиндрического отсека, приведёнными в таблице 2. Таким образом, появляется возможность охвата унифицированными многотопливными двигателями широкого диапазона мощностей - от 120 до 480 л.с. с показателями, близкими к бензиновым двигателям. Стоит ещё раз обратить внимание на то, что предлагаемые процессы смесеобразования и сгорания можно реализовать и на двигателях с существенно меньшим рабочим объёмом, тем самым сформировать ещё несколько типоразмерных рядов как двухтактных, так и четырёхтактных двигателей. Успех реализации концепции будет во многом зависеть от результатов испытаний наддувной модификации одноцилиндрового отсека двигателя.

□

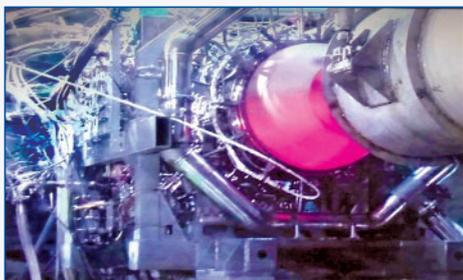
Литература

1. Ward, Michael, A.V., "Spark-ignited diesel engine," approved for public release, 20031219023. Technical report no. 13502, November 1990. U.S. Army Tank-Automotive Command Research Development & Engineering Center, <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a230243.pdf>.
2. Чайнов Н.Д. Прочность теплонапряжённых базовых деталей среднеоборотных двигателей внутреннего сгорания / Н.Д. Чайнов, М.И. Раенко, В.А. Рыжов. - Москва : Научно-техническое издательство "Машиностроение", 2015. - 360 с. - ISBN 978-5-94275-794-6.
3. Needham J.R., "Influence of Fuel Variables On The Operation of Automotive Open And Pre-Chamber Diesel and Spark Ignited Stratified Charge Engines: A Literature and Synchro Study Covering Petroleum Derived Fuels," Ricardo Consulting Engineers Ltd, 1980.

4. Mitchell E., Cobb J., and Frost R., "Design and Evaluation of a Stratified Charge Multifuel Military Engine," SAE Technical Paper 680042, 1968, doi:10.4271/680042.
5. Meurer J. and Urlaub A., "Development and Operational Results of the MAN FM Combustion System," SAE Technical Paper 690255, 1969, doi:10.4271/690255.
6. Finsterwalder G., "A New Deutz Multifuel System," SAE Technical Paper 720103, 1972, doi:10.4271/720103.
7. Phatak R. and Komiyama K., "Investigation of a Spark-Assisted Diesel Engine," SAE Technical Paper 830588, 1983, doi:10.4271/830588.
8. Cathcart G., Dickson G. and Ahern S., "The Application of Air-Assist Direct Injection for Spark-ignited Heavy Fuel 2-Stroke and 4-Stroke Engines," SAE Technical Paper 2005-32-0065, 2005.
9. Еникеев Р.Д. Рабочий процесс перспективного поршневого ДВС / Р.Д. Еникеев, М.Д. Гарипов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. - 2006. - Т. 7. - № 3. - С. 12-22.
10. Гарипов М.Д. Новая концепция организации бездетонационного сгорания низкооктановых топлив в ДВС с искровым зажиганием / М.Д. Гарипов // Автомобильная промышленность. - 2010. - № 4. - С. 8-11.
11. Garipov M.D. The Numerical Study of Compressed-Air Atomizer for Spark-ignited Jet Fuel Engine / M.D. Garipov, R.F. Zinnatullin, V.A. Shayakhmetov // Procedia Engineering : International Conference on Industrial Engineering, ICIE 2017, Saint-Petersburg, 16-19 мая 2017 года. - Saint-Petersburg: Elsevier Ltd, 2017. - P. 305-311. - DOI 10.1016/j.proeng.2017.10.478.
12. Garipov M.D. Experimental study of spark-ignited two-stroke heavy fuel engine / M.D. Garipov, D.R. Rezvanov, R.F. Zinnatullin // Proceedings of the 4th International conference on industrial engineering ICIE 2018 : Lecture notes in mechanical engineering, Москва, 15-18 мая 2018 года. - Москва: Springer International Publishing, 2019. - P. 469-485. - DOI 10.1007/978-3-319-95630-5_50.
13. Гарипов М.Д. Расчётное исследование влияния степени сжатия на эффективные показатели дизельного двигателя / М.Д. Гарипов, Г.Р. Назмутдинова, Р.Ю. Сакулин // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. - 2012. - Т. 16. - № 2(47). - С. 138-141.
14. Гарипов, М.Д. Рациональная степень сжатия двигателя с унифицированным рабочим процессом / М.Д. Гарипов, Р.Ю. Сакулин, П.Б. Яковлев // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. - 2014. - Т. 18. - № 2 (63). - С. 19-24.

Связь с авторами:
 gareev.robort@dda.zone
 garry76@mail.ru
 rust_en@mail.ru
 rz.f@yandex.ru
 vadim@dda.zone

ИНФОРМАЦИЯ. Испытания газогенератора ПД-8



Объединённая двигателестроительная корпорация Ростеха успешно провела первый этап сертификационных испытаний газогенератора авиационного двигателя ПД-8 для регионального лайнера SSJ-NEW. На уникальном стенде ЦИАМ были смитированы условия, характерные для работы

двигателя на высоте до 12 километров.

Испытания газогенератора, состоящего из компрессора высокого давления, камеры сгорания и турбины высокого давления, прошли на высотном стенде в ЦИАМ имени П.И. Баранова и подтвердили расчётную тепловую модель компрессора.

"Работа над новейшим российским авиадвигателем ПД-8 достигла одного из важнейших этапов - сертификационных испытаний газогенератора. Имитация работы в условиях высоты до 12 тысяч метров позволит в дальнейшем наиболее точно рассчитать характеристики прочности узлов компрессора высокого давления. "Сердцу" ПД-8 предстоит пройти ещё несколько этапов сертификационных испытаний, которые

продлятся до марта 2023 года. Они будут вестись параллельно с испытаниями опытного образца силовой установки, первые запуски которого намечены уже на март текущего года", - сказал первый заместитель генерального директора Госкорпорации Ростех Владимир Артяков.

Двухконтурный турбовентиляторный двигатель ПД-8, который будет использоваться на импортозамещённом пассажирском самолёте SSJ-NEW, создаётся с применением новейших российских материалов и прогрессивных технологий, в том числе 3D-печати. В работе задействована широкая кооперация предприятий ОДК, активно применяется опыт создания двигателя ПД-14.

□

ТЕПЛОЙ ДВИГАТЕЛЬ С КРУГОВЫМ ПОСТУПАТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ КОЛЬЦЕВОГО ПОРШНЯ

Поршневой двигатель используется с 1765 г. В последнее столетие изобретатели пытаются модернизировать его конструкцию. Основным атаккам подвергался кривошипно-шатунный механизм поршневого двигателя. Так, в 1936 году Феликс Ванкель получил патент на роторный поршневой двигатель, и в том же году Сергей Баландин предложил схему бесшатунного двигателя. Это были первые серьезные попытки отказаться от привычной кривошипно-шатунной схемы и увеличить объёмную производительность двигателя. К сожалению, по некоторым характеристикам и с точки зрения ресурса обе схемы не смогли выдержать конкуренции.

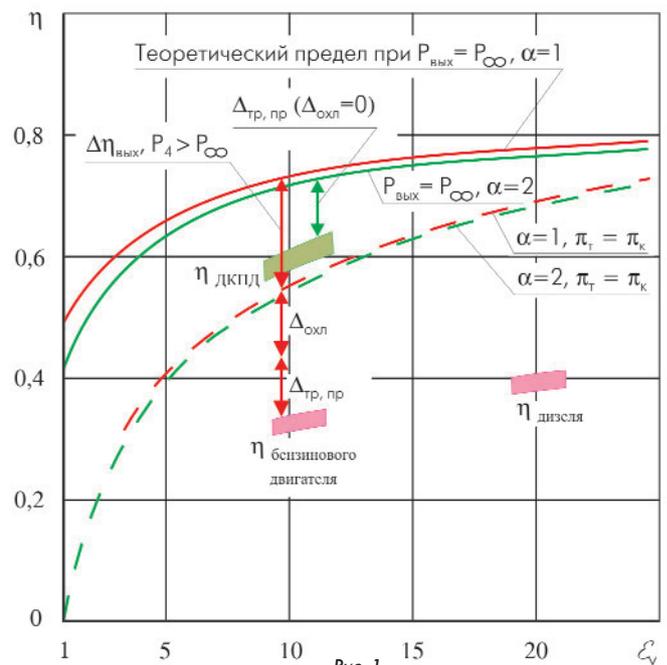
Виктор Соколов, сотрудник ОАО НПО "Молния" и ВВИА, к.т.н.

Посвящается выдающемуся авиаконструктору СССР и России Глебу Евгеньевичу Лозино-Лозинскому, под руководством которого автору довелось работать в ОКБ А.И. Микояна над одними из лучших в мире истребителями "МиГ", авиакосмическим проектом "Спираль" и в НПО "Молния" над орбитальным кораблем "Буран", Человеку планеты Земля, связавшего "землю, небо и космос".

Из термодинамики следует, что теоретический предел КПД ДВС (рис. 1) при коэффициенте избытка воздуха $\alpha = 1$ и при полном расширении ($P_{\text{вых}} = P_{\text{н}}$) равен 0,7 (степень сжатия $\epsilon_k = 8$) и 0,73 (при $\epsilon_k = 12$). Реальный КПД современного 4-тактного двигателя достигает порядка 0,32...0,35 в бензиновых и 0,41 в дизельных (при $\epsilon_E = 20$). Причина столь большой разницы заключается в неполном расширении отработавшего газа, потерях на охлаждение и на трение (в том числе поршня о стенки, которые составляют до 50 % всех потерь на трение) и т.п.

Как известно, одной из главных проблем сегодняшнего двигателя строения также является существенное сокращение выброса вредных веществ, содержащихся в продуктах горения, в атмосферу. Снижение температуры в камере сгорания - главный способ уменьшения эмиссии окиси углерода CO и окислов азота NOx. Этой цели можно достичь, если увеличить коэффициент избытка воздуха, например, до 2. Но в обычном ДВС для этого потребуются значительное увеличение габаритов и массы.

В 60-х годах профессором В.М. Кушулем был создан двигатель с тремя парами цилиндров. В каждой паре один цилиндр использовался для сжатия чистого воздуха, который затем смешивался со сгоревшей смесью второго цилиндра. Газовая смесь сработывалась в обоих цилиндрах. В такой конструкции достигалось увеличение α и несколько большая степень расширения. Последнее необходимо для более полного сработывания энергии сгоревшего топлива. В ДВС Кушеля было достигнуто повышение экономичности на 25...30 %.



ТЕПЛОЙ ДВИГАТЕЛЬ С КРУГОВЫМ ПОСТУПАТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ КОЛЬЦЕВОГО ПОРШНЯ

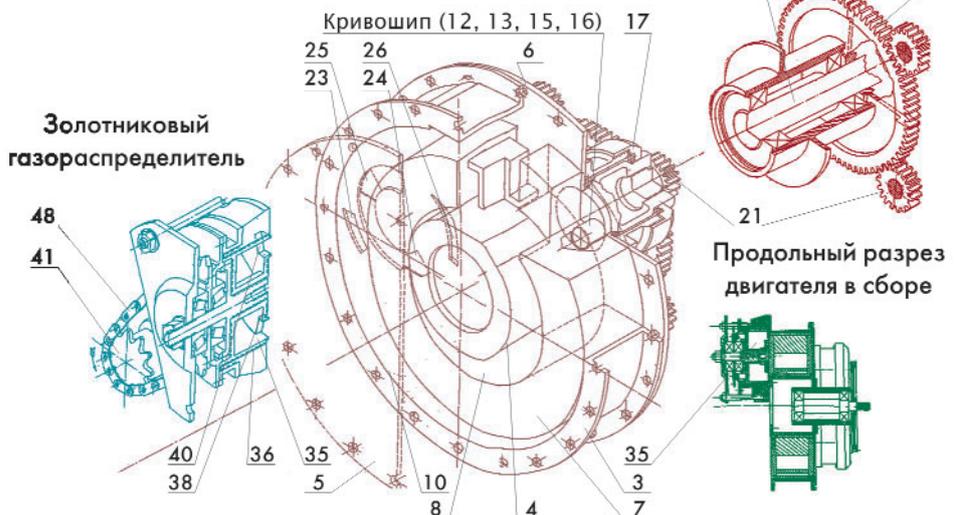


Рис. 2

Однако в его двигателе использовалась более сложная кинематическая схема механизма.

Если увеличить коэффициент избытка воздуха (например, до $\alpha = 2$), тогда несколько снизится к.п.д. до уровня 0,67 при $\epsilon_k = 8$. Этот проигрыш можно превратить в выигрыш, применив новую кинематическую схему ДВС.

Начиная с 1997 г. группа конструкторов в составе В.Е. Соколова, С.А. Горбунова, А.Н. Сафонова и О.В. Соколовой предприняла попытку увеличить КПД, объёмную производительность, снизить тепловые потери, исключить необходимость преобразования прямолинейного поступательного движения поршня во вращательное. Была разработана идеология нового двигателя, проведены расчёты, отработаны эскизы экспериментального двигателя мощностью 50 л.с. и собственными силами изготовлен один экземпляр его в полной комплектации. Двигатель предназначен для проведения испытаний с целью получения основных характеристик.

Автор предлагает новую кинематическую схему двигателя с кольцевым поршнем, совершающим круговое поступательное движение. Эту особенность учитывает предлагаемое название: "двигатель с круговым поступательным движением кольцевого поршня" (ДКПДКП или сокращенно ДКПД).

Предлагаемый двигатель состоит из следующих элементов и основных узлов, обозначенных одинаковыми позициями на рисунках 2, 3, 4, 5:

- цилиндрические внешняя 3 и внутренняя 4 стенки корпуса 1 двигателя;
- передняя 5 и задняя 6 плоские торцевые стенки;
- кольцевой поршень 7 с подвижным разделителем 9 высокого и низкого давления нагнетательного тракта 8, и разделителем 11 высокого и низкого давления расширительного тракта 10;
- механизм обеспечения кругового поступательного поршня 7 с помощью как минимум двух кривошипов 12 с шипом 13, валом 15, опирающимся на подшипники 17;
- трансмиссия для передачи усилия давления газов от поршня к выходному валу 20 через шестерни 21 и 22;
- золотниковый механизм, совмещенный с блоком внешних камер сгорания 35, имеющий подвижный корпус 36, закрепленный на оси и образующий с торцевой стенкой 38 золотник, перекрывающий отверстия 24 нагнетательного тракта и 25 расширительного тракта с окном 40 полости камеры сгорания;
- механизм 41 для перемещения корпуса 36 относительно распределительной торцевой стенки 5 с помощью цепной передачи 48;

- блок камеры сгорания 35 с несколькими полостями сжигания топлива, оснащенный для полноты сгорания топлива перфорированной перегородкой и окном, соединяющимся в момент поджига смеси со свечным отверстием (либо инжектором при впрысковом варианте бензинового двигателя, либо отверстием форсунки в дизельном варианте двигателя);

- система напуска и выхлопа рабочего тела, включающая окна 50 и 51, соответственно подключаемым к окнам 23 нагнетательного и 26 расширительного трактов.

Каждая точка кольцевого поршня 7, подвешенного на осях кривошипов 12, совершает круговое движение по окружности радиуса, равного смещению осей вала 15 и шипа 13. Внешняя цилиндрическая поверхность кольцевого поршня имеет незначительный зазор в точке касания с внутренней цилиндрической стенкой 4 корпуса, а внутренняя поверхность этого поршня в точке касания имеет такой же зазор с цилиндрической стенкой 3 внутренней части корпуса. В поршень входят подвижные разделители 9 и 11, опирающиеся на лыски внешнего 30 и внутреннего 29 контуров корпуса и образующие при вращении кривошипа переменные по объёму полости между кольцевым поршнем и стенками корпуса. Полость 8 в данном двигателе является нагнетательной частью машины, обеспечивающей напуск и сжатие воздуха, а внешняя полость 10 образует расширительную часть, где происходит расширение газа с последующим его выхлопом. Внешняя полость имеет гораздо больший объём, чем внутренняя полость.

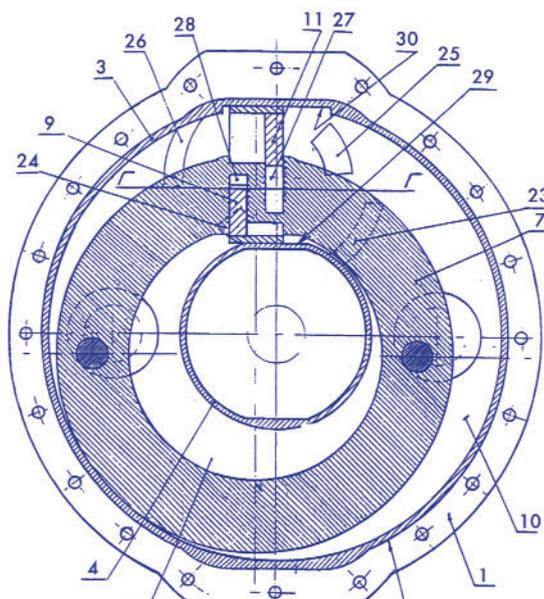


Рис. 3

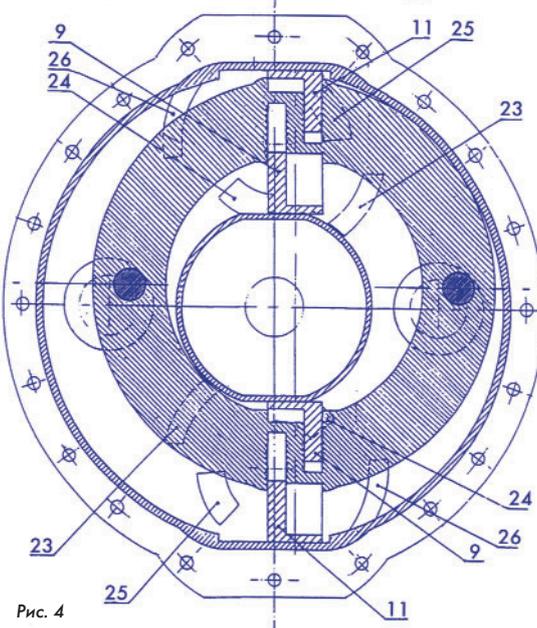


Рис. 4

Камера сгорания 35 с механизмом золотникового газораспределения смонтирована на передней стенке двигателя. На задней стенке закреплены валы 15 кривошипов 12 в подшипниках качения 17. Валы заканчиваются шестернями 21, входящими в зацепление с ведомой шестерней 22 выходного вала 20 двигателя.

Двигатель с одной парой разделителей работает следующим образом (рис 5).

При повороте кривошипа 12 по часовой стрелке кольцевой поршень из положения А переходит в положение В. При этом через окно 23 в полость "а", образованную правой стенкой разделителя и точкой касания кольцевого поршня с внутренней стенкой 4 корпуса, начинается напуск воздуха. Напуск продолжается все время при переходе кольцевого поршня последовательно через положения Б-В-Г-А и заканчивается при завершении полного оборота кривошипа. В дальнейшем эта порция воздуха сжимается в полости "б", образованной левой стенкой того же разделителя и точкой касания. Сжатие происходит также при переходе кольцевого поршня при его последовательном переходе положений Б-В-Г-А. Одновременно с процессом сжатия происходит напуск новой порции воздуха в полости "а".

Сжимаемый воздух через окно 24 и совмещенное с ним золотниковым механизмом окно 40 поступает в полость 39б камеры сгорания (положение Б). Напуск продолжается весь цикл сжатия. При этом полость камеры сгорания поворачивается, занимает положение 39в, в котором ее полость отсекается от нагнетательного тракта.

Далее в камере сгорания происходит горение при неизменном объеме ($V = \text{const}$), смешение продуктов сгорания и установление температуры 1600 К.

С момента Г до В происходит истечение сгоревшей смеси высокого давления из полости 39в через окно 40 и совмещенное с ним окно 25 в полость расширения "в" от правой стенки разделителя до точки касания кольцевого поршня с внешней стенкой корпуса. Размеры окон рассчитаны таким образом, чтобы полость камеры сгорания была соединена с полостью расширения до тех пор, пока давление в ней не будет почти равно атмосферному. Температура газов при этом падает до 400...500 К. Затем начинается выхлоп из полости "г", образованной левой стенкой разделителя и точкой касания поршня.

Одним из элементов новизны в предлагаемом двигателе является увеличение длительности процесса горения и смешения в течение 3/4 оборота.

При компоновке двигателя с двумя парами разделителей 9 и 11 (рис. 4) течение циклов аналогично. Различие только в том, что при этой компоновке двигатель более эффективен по объемной производительности. Длительность такта горения составляет половину оборота, а полостей горения в блоке каждой камеры сгорания по две.

Рассмотрим главные достоинства предлагаемой схемы.

1. В современном ДВС в связи с одинаковой объемной степенью сжатия и расширения выпускаемый газ имеет высокую темпе-

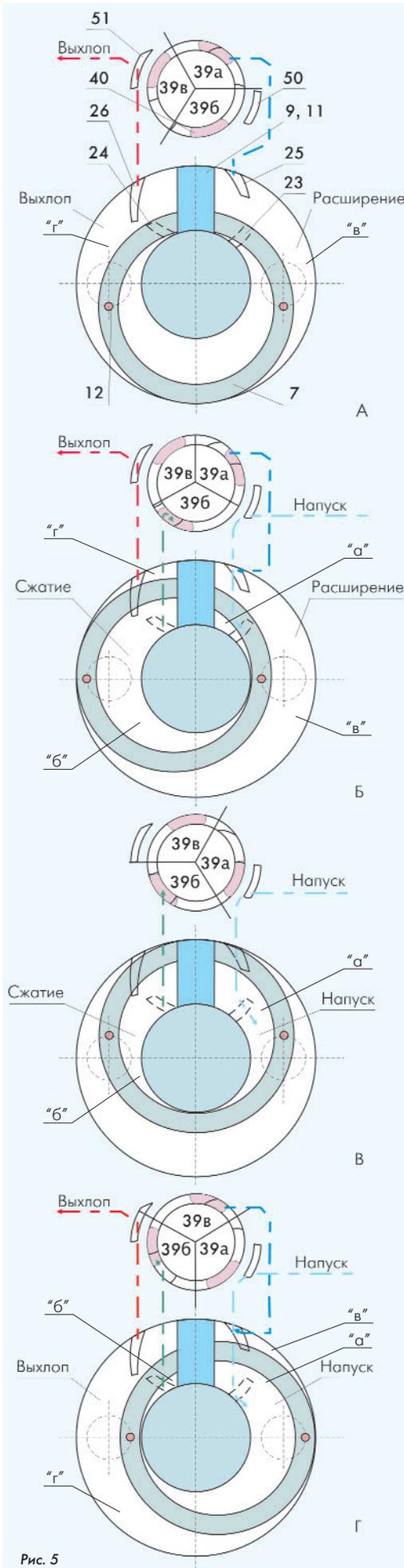


Рис. 5

ратуру (около 1300 К) и давление порядка 5 атм. В новой же схеме, благодаря степени расширения большей степени сжатия, появилась возможность использовать практически весь энергоспас сгоревшего топлива, что даст 30-процентное повышение КПД двигателя.

2. В ДКПД с двумя парами разделителей 9 и 11 можно реализовать коэффициент избытка воздуха $\alpha = 2$ и соответственно максимальную температуру в камере сгорания порядка 1600 К. Расчеты показали, что средняя температура стенки камеры сгорания не превысит 1000...1100 К и двигатель можно специально не охлаждать - хладагентом является само рабочее тело. Его конструкцию можно изготовить из обычных сталей, применяемых в машиностроении. Это означает, что ещё 20 % потерь энергии топлива на охлаждение современного ДВС можно рационально использовать в цикле ДКПД. Новому двигателю не нужен радиатор, вентилятор и т.п. Кроме того, можно ожидать существенное сокращение экологически вредных примесей в продуктах горения.

3. В ДКПД такты напуска, сжатия, горения, расширения и выхлопа идут непрерывно. Точка условного касания кольцевого поршня является разделом между фазами напуска и сжатия (соответственно расширения и выхлопа). Расстояние от разделителя до точки "касания" определяет площадь поршня, контактирующего с газом. Таким образом, в ДКПД реализуется переменная площадь поршня, причем ее величина обратно пропорциональна давлению. Поэтому новый двигатель имеет существенно меньшие ударные нагрузки по сравнению с ДВС и в его конструкции возможно применение подшипников качения, снижение массы, повышение механического к.п.д., увеличение ресурса и т.п.

4. Поскольку давление газа на выхлопе практически равно атмосферному, существенно снижается шум истекающей струи, и этому двигателю не нужен ни резонатор, ни глушитель.

5. В ДКПД введено увеличенное время горения и смешения газопродуктов в постоянном объеме с длительностью в пол-оборота кривошипа (при условии наличия в конструкции двух пар разделителей), что дает возможность закончиться всем неравновесным процессам горения и смешения и снизить на два порядка концентрацию вредных веществ.

6. Силы давления газа во всех фазах замыкаются на кольцевом поршне, и их разность воздействует на кривошип, приводя его во вращение, что аналогично конструкции оппозитного поршня бесшатунного двигателя С. Баландина.

7. Торцевые поверхности кольцевого поршня и разделителя имеют достаточно широкую плоскую поверхность, на которой легко komponуются средства эффективного повышения гидравлического сопротивления утечкам сжатого газа. Кроме того, длина щелей для утечек во всех фазах изменяется обратно пропорционально перепаду давления.

8. Относительная величина утечек (и, соответственно, потеря энергии) в ДКПД (при $\alpha = 2$) в два раза меньше, чем в ДВС.

9. Согласно выполненным расчетам эффективный КПД двигателя может достичь 0,6. ДКПД одинаковой мощности с современным ДВС будет потреблять меньшее количество топлива, что приведёт к снижению выброса CO_2 в 1,5 раза. Экономичность двигателя ожидается в пределах 0,11...0,135 кг/кВт·ч против 0,23 кг/кВт·ч у ДВС.

10. ДКПД в производстве имеет более низкую трудоёмкость, так как он содержит небольшое число деталей (110 в экспериментальном двигателе против 1800 у ДВС) и самые простые формы поверхностей - цилиндрические и плоские. ДКПД имеет примерно в 1,5 раза меньшие габариты (рис. 6) и, соответственно, удельную массу (0,29...0,43 кг/кВт против 0,62).

11. Скорость движения поверхностей кольцевого поршня в шесть раз меньше скорости движения точки "касания", благодаря чему снижается износ пары "поршень - корпус". Кроме того, отсутствуют возвратно-поступательные движения больших масс различных частей двигателя, что практически устраняет вибрацию двигателя.

12. Экспериментальный образец продемонстрировал удобство сборки и эксплуатации нового двигателя.

Опыт современного двигателестроения говорит о том, что преодоление неизбежных трудностей возможно, и в следующих выпусках журнала "Двигатель" будут опубликованы результаты испытаний.



В. Соколов и А. Сафонов собирают ДКПД



Рис. 6

ВЫСОКОЭКОНОМИЧНЫЕ И ЭКОЛОГИЧНЫЕ, ПОЛНОСТЬЮ УРАВНОВЕШЕННЫЕ ПОРШНЕВЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И СУДОВ

Андрей Олегович Миллер, ведущий специалист ГУАП, Санкт-Петербург

Предлагается двухконтурная организация рабочего процесса сгорания топлива в двух совместно работающих цилиндрах, при которой обеспечивается существенное улучшение эффективных характеристик поршневого ДВС. Процесс сгорания топлива активизируется благодаря факельному зажиганию топливо-воздушной смеси (обедняемой по мере снижения нагрузки) и завихрению заряда в конечной фазе сгорания. Благодаря интенсивной турбулизации заряда ускоряется его сгорание, что препятствует возникновению детонации и обеспечивает эффективную работу двигателя на низкооктановых сортах топлива. При этом токсичность отработавших газов снижается в 3...5 раз по сравнению с традиционными двигателями. Применение бесшатунного силового механизма позволило повысить механический КПД на 6...10 % и обеспечило полную уравновешенность сил инерции.

A two-circuit organization of the working process of fuel combustion in two jointly working cylinders is proposed, which provides a significant improvement in the effective characteristics of a reciprocating internal combustion engine. The process of fuel combustion is activated due to flare ignition of the fuel-air mixture (depleted as the load decreases) and charge turbulence in the final phase of combustion. Due to the intense turbulence of the charge, its combustion accelerates, which prevents the occurrence of detonation and ensures the efficient operation of the engine on low-octane grades of fuel. At the same time, the toxicity of exhaust gases is reduced by 3...5 times compared to traditional engines. The use of a recoilless power mechanism made it possible to increase the mechanical efficiency by 6...10% and ensured complete balance of inertia forces.

Ключевые слова: двухконтурный рабочий процесс, турбулизация заряда, факельное зажигание, бесшатунный силовой механизм.

Keywords: two-circuit workflow, charge turbulence, flare ignition, recoilless power mechanism.

Производители современных ДВС испытывают на себе давление государственных регуляторов и общественности из-за выбросов токсичных веществ с отработавшими газами (ОГ) и эмиссии CO₂.

Для сохранения привлекательности применения ДВС необходимо создание двигателей с более высокими эффективными характеристиками, к которым относятся:

1. Токсичность отработавших газов.
2. Экономичность.
3. Литровая и удельная мощность.
4. Массо-габаритные показатели.
5. Уровень вибрации и шума.
6. Себестоимость изготовления и цена продажи.
7. Стоимость эксплуатации и владения.
8. Ресурс и ремонтпригодность.
9. Многотопливность.

В нашей стране создан ряд опытных ДВС в которых благодаря применению нового двухконтурного рабочего процесса и бесшатунного силового механизма (БСМ) с симметричным коленчатым валом (КВ), достигнуто существенное улучшение всех эффективных характеристик.

В новом рабочем процессе сгорание топлива происходит в двух цилиндрах, соединённых каналом, с последовательным воспламенением их зарядов. Это позволяет активно воздействовать на процессы смесеобразования и сгорания.

При этом используются два фактора, которые активно воздействуют на процесс сгорания:

1. Факельное зажигание топливно-воздушной смеси, обедняемой по мере снижения нагрузки.
2. Завихрение заряда в конечной фазе сгорания.

В результате в двигателе используется оптимальная степень сжатия $\epsilon = 11...13$ и достигается нечувствительность к детонационным свойствам топлива.

Существенное повышение экономичности и снижение токсичности ОГ обеспечиваются обеднением смеси на частичных нагрузках до коэффициента избытка воздуха $\alpha = 2,5$.

Другая особенность новых двигателей - БСМ, позволяющий дополнительно к преимуществам нового рабочего процесса повысить механический КПД, обеспечить полную уравновешенность сил инерции даже при малом числе цилиндров и увеличение ре-

сурса по сравнению с двигателем с кривошипно-шатунным механизмом [1].

Схема БСМ с рядным расположением цилиндров представлена на рис. 1.

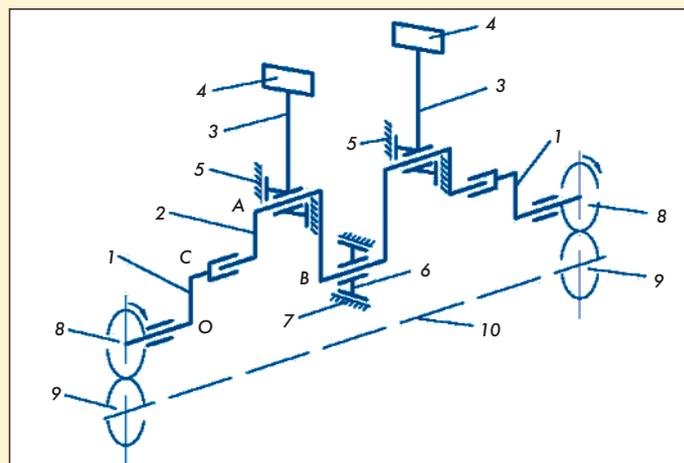


Рис. 1 Кинематическая схема рядного бесшатунного силового механизма

В кривошипах 1 концевыми шейками установлен симметричный коленчатый вал 2. Нижняя часть штоков 3, жёстко связанных с поршнями 4, выполняет функцию ползуна и движется вертикально по направляющим 5. Балансир 6 также выполняет функцию ползуна и движется горизонтально по направляющим 7. Синхронизация и силовое замыкание кривошипов обеспечивается соединительным валом 10 и шестернями 8, 9. При действии инерционных и газовых сил боковые усилия в БСМ с поршней перенесены на ползуны и воздействуют на направляющие 5 и 7.

Применение симметричного КВ обеспечивает отсутствие неуравновешенного продольного момента, который присутствует в других схемах БСМ, что приводит к лучшей уравновешенности и большей нагрузочной способности механизма при прочих равных условиях.

Для нового двигателя возможны различные применения. Рассмотрим некоторые из них.

Авиационный поршневой двигатель (АПД), эффективно работающий на топливе для авиационных газотурбинных двигателей - авиационном керосине

Существует ряд требований, которые современные АПД удовлетворить не могут:

1. Многотопливность.

АПД с искровым зажиганием работают на авиационном этилированном бензине 100LL или на высокооктановых автомобильных бензинах. Между тем существует авиационное топливо с меньшей стоимостью и большей распространённостью - авиационный керосин. Данный факт стимулирует применение в авиации многотопливных дизельных двигателей.

В случае применения такого топлива в двигателе с искровым зажиганием, встает проблема детонационной стойкости авиационного керосина, который не тестируется и не стандартизируется по этому параметру.

2. Ресурс АПД в среднем не превышает 2000 моточасов.

3. Уравновешенность силового механизма АПД.

Низкий уровень вибрации обеспечивает нормальную работу чувствительной аппаратуры летательных аппаратов.

В самом распространенном диапазоне мощностей от 5 до 140 л.с., как правило, применяются АПД с числом цилиндров до 4 включительно, однако ДВС с небольшим числом цилиндров полностью, как правило, не уравновешиваются. Поэтому даже оппозитный четырехцилиндровый двигатель не является полностью динамически уравновешенным.

Проблему создания полностью уравновешенного АПД с искровым зажиганием, эффективно работающего на авиационном керосине, можно решить путём использования нового рабочего процесса и применения БСМ с симметричным КВ.

В этом случае улучшаются все эффективные характеристики нового АПД:

1. Токсичность отработавших газов снижается в 3...5 раз.

2. Крейсерские мощности нового АПД будут достигаться при эффективном обеднении смеси (без дросселирования) на больших α по сравнению с обычными АПД, что (как и большая степень сжатия $\varepsilon = 11,5...13$) приводит к росту экономичности на 15...25 %.

3. Двигатель при высокой степени сжатия нечувствителен к октановому числу топлива и является многотопливным; но в сравнении с дизелем степень сжатия меньше, что существенно облегчает двигатель и увеличивает литровую мощность благодаря возможности работы с коэффициентом избытка воздуха $\alpha \approx 1$, вместо $\alpha = 1,4$ у дизеля.

4. Возможность увеличения мощности увеличением частоты вращения коленчатого вала до $n = 6000$ об/мин., тогда как нормальная работа дизеля ограничена $n = 4000$ об/мин.

5. Снижение уровня шума из-за уменьшения максимального давления сгорания в 1,5 раза и снижения жесткости рабочего процесса.

7. Силовой механизм нового АПД полностью уравновешен при любом числе цилиндров и обеспечивает отсутствие вибрации, большой ресурс и экономичность, а также меньший мидель (радиальный габарит) двигателя.

8. Себестоимость изготовления нового двигателя будет сопоставима с себестоимостью изготовления двигателя с искровым зажиганием (но дешевле дизеля).

В качестве примера возможных конструкций новых четырёхтактных АПД с полностью воздушным охлаждением можно привести две концепции:

1. Четырёхцилиндровый четырёхтактный оппозитный АПД с полностью воздушным охлаждением (рис. 2), предназначен для одно- и двухместных самолетов, БПЛА и мотодельтапланов.

Ориентировочные технические данные:

- Рабочий объём - 1,8 л (D/S - 8,2/8,2).
- Мощность максимальная на 4200 об/мин. - 104 л.с.
- Мощность крейсерская на 2900 об/мин. - 70 л.с.
- Масса - 65 кг.

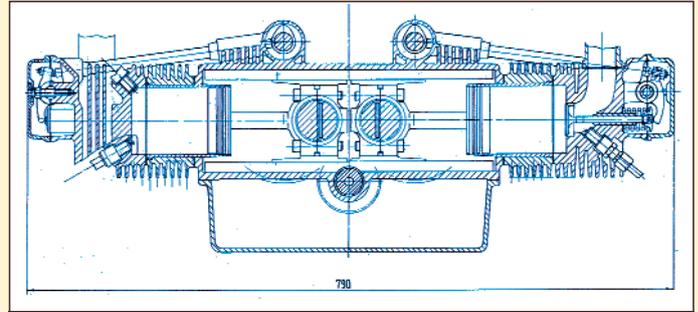


Рис. 2 Оппозитный АПД

2. Шестицилиндровый четырехтактный звездообразный АПД с полностью воздушным охлаждением (рис. 3), предназначен для 4-местных легких самолетов, БПЛА (возможна модификация для вертолетов).

Ориентировочные технические данные:

- Рабочий объём - 2,6 л (D/S - 8,2/8,2)
- Мощность максимальная на 4200 об/мин - 156 л.с.
- Мощность крейсерская на 2900 об/мин - 106 л.с.
- Масса - 85 кг. [2].

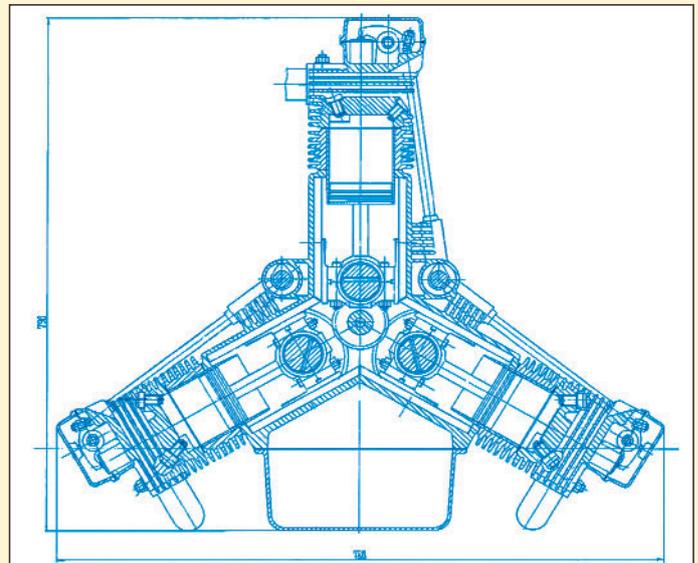


Рис. 3 Звёздообразный АПД

При использовании в конструкции АПД жидкостного охлаждения возможно создание двигателя с меньшим миделем. Прототипом такого АПД может быть опытный двигатель ДНБ - 4 (рис. 4) [3].



Рис. 4 Двигатель ДНБ-4 и его конструктивные элементы

Новый судовой (транспортный) дизельный двигатель с более высокими эффективными характеристиками и низкой токсичностью отработавших газов

На базе конструкций опытных 4-цилиндровых 4-тактных двигателей - ДНБ-4 и "Каспий-65" (рис. 5) возможно создание нового двигателя с искровым зажиганием, но работающего на дизельном топливе и имеющего эффективный КПД выше, чем у дизельного двигателя.

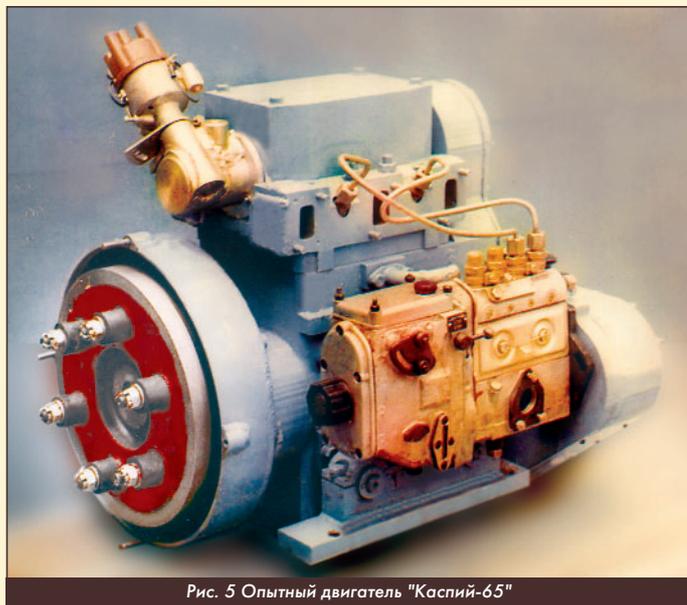


Рис. 5 Опытный двигатель "Каспий-65"

Преимущества нового двигателя по сравнению с традиционным дизелем:

1. Токсичность отработавших газов снижается в 3...5 раз. Для дополнительного снижения токсичности могут быть использованы средства по снижению токсичности ОГ, применяемые в современном двигателестроении.
2. Экономичность нового двигателя будет выше, чем у дизеля, на 9 % благодаря уменьшению механических потерь и сокращению продолжительности сгорания топлива по углу поворота коленчатого вала (механический КПД равен 0,83 вместо 0,78) при увеличении литровой мощности на 14 % [4].

3. Уменьшение массы двигателя при одинаковой мощности примерно в 2 раза.

4. Возможность увеличения мощности увеличением частоты вращения до $n = 6000$ об/мин., тогда как нормальная работа дизеля ограничена 4000 об/мин.

5. Стоимость предлагаемого двигателя в 1,3...1,6 раза ниже (на уровне стоимости современного бензинового двигателя).

6. 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.

7. При применении в конструкции нового дизеля БСМ решается проблема вибраций двигателя с малым (2 или 4) числом цилиндров, что особенно важно именно для дизельного двигателя.

Становится возможным создание морских подвесных дизельных двигателей большой мощности, дизель-генераторных и гибридных силовых установок с передовыми массо-габаритными и эффективными характеристиками [5].

Литература

1. Баландин С.С. Бесшатунные двигатели внутреннего сгорания. - М.: Машиностроение, 1972. стр.39.
2. Костин А.И., Миллер А.О. Высокоэкономичный, полностью уравновешенный поршневой авиационный двигатель, работающий на топливе для авиационных газотурбинных двигателей. стр. 110, 16-я Международная конференция "Авиация и космонавтика - 2017", Москва, МАИ, 20-24 ноября 2017, тезисы.
3. Лашманов В.В., Костин А.И. Первые результаты испытаний макетного образца двигателя // Двигателестроение, 2003. - № 2.
4. 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.
5. 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.

Связь с автором: miller_amida@mail.ru

ИНФОРМАЦИЯ. Пушка для ракеты

Доставка грузов в космос традиционными ракетами - дорогостоящее и экологически не безопасное занятие. Среди альтернативных предложений есть идея от компании SpinLaunch обеспечить ракете первоначальную скорость (6 Махов) с помощью кинетической системы запуска: ракета подобно камню в праще разгоняется в вакуумной камере и выбрасывается вертикально.



Проект компании SpinLaunch

Спустя 30 лет к идее использования пушки для первоначального разгона ракеты вернулась компания Green Launch. Напомним, в 1992 г. по программе SHARP была построена 122-метровая пушка, которая разгоняла снаряд до 9 Махов. Заряд состоял из смеси водорода, гелия и кислорода.

Сейчас компания Green Launch уже создала экспериментальную 16,5-метровую пушку и произвела несколько выстрелов из неё, используя в качестве заряда водородное топливо. Скорость снаряда на срезе ствола составила 3 Маха. Мощность выстрела будет постепенно увеличиваться для подъёма снаряда на 100-км высоту. Применение водородного топлива может обеспечить достижение почти 33 Махов (11,2 км/с), но конструкторы для повышения ресурса ствола ограничат скорость 6 км/с. Техническим заданием предусмотрено делать выстрел каждые 60-90 минут.

Для вывода полезной нагрузки на околоземную орбиту будет использоваться двухступенчатая ракета, которая, благода-

ря большей скорости на выходе, будет меньше и легче ракеты проекта SpinLaunch.



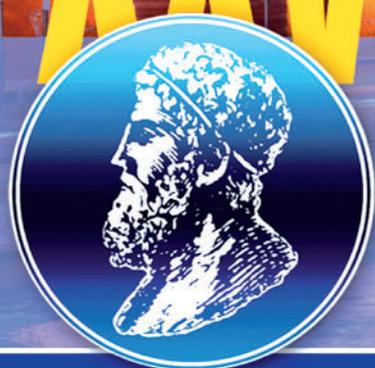
Проект компании Green Launch

Основная проблема при выстреле - ускорение, которое будет достигать 30 000 g, что опасно для конструкции и электроники как выводимого спутника, так и ракеты.

В ходе отработки всех элементов проекта будет выполняться зондирование атмосферы на высотах от 30 до 100 км (очень больших для воздушных шаров и недоступных для искусственных спутников).

XXV Московский международный Салон изобретений и инновационных технологий

www.archimedes.ru



АРХИМЕД

29 - 31 марта 2022

КОНКУРСНАЯ ПРОГРАММА:

Международная выставка изобретений, новых продуктов и услуг

Презентация высокотехнологичных проектов

Международная выставка товарных знаков
«Товарный знак - Лидер»

Международная научно-практическая конференция
«Актуальные вопросы изобретательской, и патентно-лицензионной деятельности»



Заявки на участие принимаются до 1 марта 2022 года

105187, г.Москва, ул.Щербаковская, д.53, к.В,
ООО "АрхимедЭкспо",
Телефон/факс: +7(495) 366-14-65, +7(495) 366-03-44
e-mail: mail@archimedes.ru www.archimedes.ru

2018 俄羅斯莫斯科阿基米德國際

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

АВТОМОДЕЛЬНОСТЬ ПРОЦЕССА УНОСА МАТЕРИАЛА В ЗАКРИТИЧЕСКОЙ ЧАСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО СОПЛА РДТТ

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

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

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

В данной работе представлены новые результаты анализа экспериментов и теоретических разработок в части теплообмена и уносов в закритической части сопла РДТТ непосредственно за местом конструктивного соединения стыкующихся эрозионно-стойких материалов. Получены количественные соотношения, позволившие разработать методы прогноза конструктивных параметров и на их базе проанализировать тенденции снижения уносов в действующих и разрабатываемых конструкциях. Основным достижением работы является доказательство автомодельной природы процесса теплообмена в закритической области сверхзвукового сопла.

This paper presents new results of the analysis of experiments and theoretical developments in terms of heat and mass transfer and entrainment in the supercritical part of the RTTT nozzle directly behind the place of the structural connection of the joining erosion-resistant materials. Quantitative ratios were obtained, which made it possible to develop methods for predicting design parameters and, based on them, to analyze the trends of decreasing entrainment in existing and developed structures. The main achievement of the work is the proof of the self-similar nature of the heat and mass transfer process in the supercritical region of a supersonic nozzle.

Ключевые слова: Турбулентность, закритическая область, автомодельность, теплообмен.
Keywords: Turbulence, supercritical region, self-similarity, heat and mass transfer.

Анализ результатов испытаний сопел РДТТ [1] показал, что в закритической области по месту сопряжения деталей с разными теплофизическими свойствами имеет место повышенный унос материала непосредственно за местом стыка. Исследованию теплообмена в этой области посвящён ряд экспериментальных работ, на основании которых было показано, что теплообмен в ней существенно отличается от теплообмена в аналогичных конструкциях без стыков.

Влияние стыка материалов ведет к неравномерному уносу и образованию непосредственно за стыками закритической ямы. Профиль ямы представляет собой плавную изменяющуюся кривую, которая под углом $\theta_{вх}$ выходит из точки с координатой ноль, где практически нет уносов. На некотором расстоянии она достигает максимального значения и далее следуя вниз по потоку, асимптотически приближается к нулю. Такой немонотонный вид уносов потребовал специальных экспериментальных исследований с целью определения необходимых закономерностей для разработки механизма разрушения и установления формы поверхности, которая остаётся в качестве следа на стенке после воздействия на неё потока продуктов сгорания.

Экспериментальная установка и анализ экспериментальных результатов

Эксперименты проводились на модельном РДТТ [1] с диаметром критического сечения $d_{кр} = 22$ мм со сменными коническими соплами из фторопласта (рис. 1). Угол входа в сопло менялся от 10° до 40° . Исследования проводились на топливных составах с раз-

личным содержанием конденсированных частиц в продуктах сгорания. Преимущество использования фторопласта неоднократно доказывалось авторами в их работах, где использовались, в том числе, и известные монографии [2, 3].

Установка включает в себя корпус, в котором устанавливается твердотопливный заряд и сопловой блок, смонтированный так, чтобы в него можно было вложить втулку, внутренний канал которой представлял из себя уносимое коническое или спрофилированное сопло. Форма и масса заряда выбиралась из условия заданного давления и времени работы. Давление было всегда 60 атм, а время работы выбиралось из условий достаточности для установившейся скорости уноса фторопласта и составляло 0,5...1,0 с. Если требовалось увеличение времени работы, производились повторные многократные испытания.

После запуска установка разбиралась, а уносимое сопло обмерялось. На установке было проведено большое число экспериментов на различных топливах, при различных формах внутреннего канала и при разных временах работы.

Как показали эксперименты, унос вдоль образующей уносимого сопла монотонно изменяется от нуля до максимума, а дальше постепенно снижается до значения, равного уносу, реализующемуся при чистом конвективном воздействии на гладкое уносимое сопло (рис. 2).

Анализ результатов испытаний крупногабаритных двигателей в совокупности с модельными опытами позволил сделать следующие выводы:

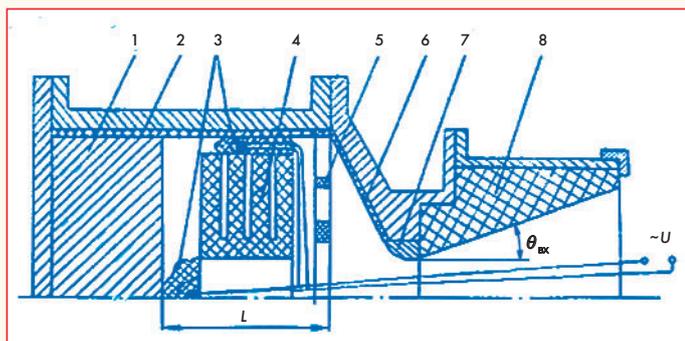


Рис. 1 Схема модельного РДТТ для исследования уносов в закритической части выходного блока: 1 - имитатор, 2 - теплозащита, 3 - воспламенитель, 4 - заряд твердого топлива, 5 - ограничительная диафрагма, 6 - конус, 7 - неуносимый туполапчатый вкладыш, 8 - уносимое сверхзвуковое сопло

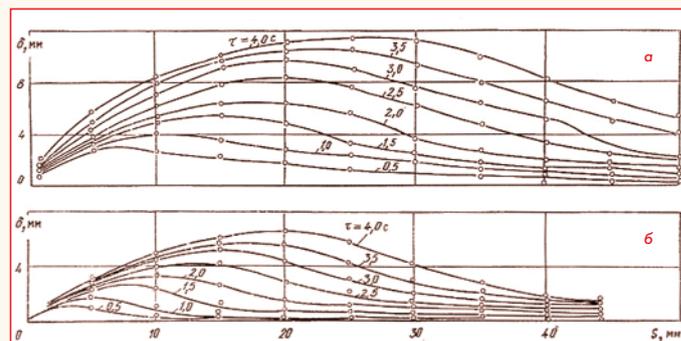


Рис. 2 Экспериментальное распределение уноса материала по длине в закритической части сопла в двухфазном потоке при углах, образующих конуса $\theta = 10^\circ$ (а) и $\theta = 40^\circ$ (б)

1. Величина максимального уноса δ_{\max} , а также его координата образующей сопла S_{\max} линейно изменяются по времени, их отношение является функцией начального угла конуса на входе в сопло $\theta_{\text{вх}}$ и удовлетворительно аппроксимируется функцией вида:

$$\delta_{\max}/S_{\max} = 0,525 - 0,25 \cdot \text{tg}(\theta_{\text{вх}}).$$

2. Унос в закритической области хорошо описывается одной единственной универсальной кривой, построенной в относительных координатах, а процесс уноса в этой области имеет автоматодельный характер. Безразмерное распределение уносов в этой области при различных временах работы двигателя, профилях сопла, видах твердого топлива и теплозащитных материалов удовлетворительно аппроксимируется зависимостью:

$$\frac{\delta}{\delta_{\max}} = \sin\left(\frac{\pi}{2}\right) \cdot \frac{S}{S_{\max}}.$$

3. Максимальная глубина закритической ямы кратно отличается от величины уноса в этом месте для гладкого сопла без стыка материалов. Она его превышает в k раз из-за присоединённого скачка уплотнения в области максимального уноса:

$$k = \left(\bar{p}_{\text{ск}} \cdot \frac{\pi(M_{\text{ш}})}{\pi(M)}\right)^{0,8}.$$

Здесь $(\bar{p}_{\text{ск}})$ - перепад статического давления на косом скачке уплотнения;

$\pi(M_{\text{ш}})$ и $\pi(M)$ - газодинамические функции от числа Маха статического давления в искажённом и гладком соплах, соответственно.

Аналитическое представление линии уносов материала в области закритической части сверхзвукового сопла

Аналитическое решение задачи о распределении уносов в закритической части встречает ряд трудностей, главная из которых заключается в необходимости знания распределения коэффициента теплообмена α/c_p вдоль контура сопла, учитывающего наличие стыка двух разнородных материалов, а также форму распределения собственно уносов. Далее поставим задачу следующим образом:

1. Пусть течение в закритической области плоское и подчиняется соотношениям Прандтля-Майера.

2. В области сжатия течение изэнтропическое.

3. Разгар сопла в этой области происходит по линии тока.

При выводе основного соотношения δ используется схема, приведённая на рис. 3. При этом предполагается, что $x_{\text{см}} = 0$.

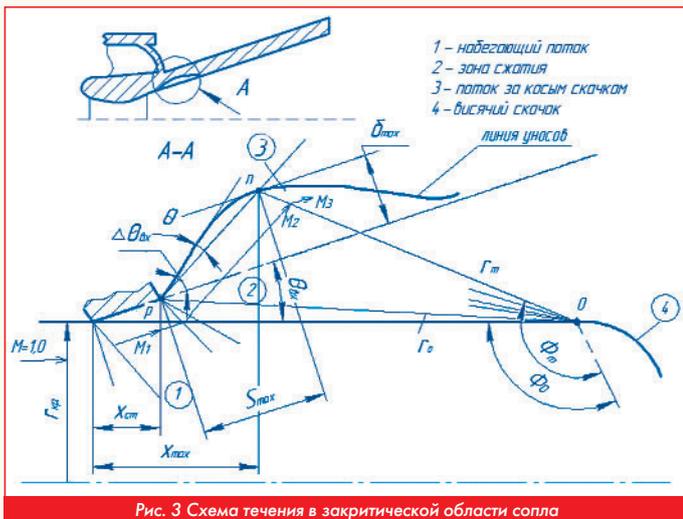


Рис. 3 Схема течения в закритической области сопла

Из простых геометрических соотношений следует, что:

$$\begin{cases} s = r_0 \cdot \cos\left(\theta_{\text{вх}} - \varphi_0 + \frac{\pi}{2}\right) - r \cdot \cos\left(\theta_{\text{вх}} - \varphi + \frac{\pi}{2}\right). \\ \delta = r \cdot \sin\left(\theta_{\text{вх}} - \varphi + \frac{\pi}{2}\right) - r_0 \cdot \sin\left(\theta_{\text{вх}} - \varphi_0 + \frac{\pi}{2}\right). \end{cases}$$

Здесь r и φ - полярные координаты.

Индекс "0" соответствует значениям $X = 0$.

Значения координат в точке максимального уноса выразятся в виде:

$$\begin{cases} s_{\max} = r_0 \cdot \left(\sin(\varphi_0 - \theta_{\text{вх}}) - \frac{r_m}{r_0} \cdot \sin(\varphi_m - \theta_{\text{вх}})\right) \\ \delta_{\max} = r_0 \cdot \left(\frac{r_m}{r_0} \cdot \cos(\varphi_m - \theta_{\text{вх}}) - \cos(\varphi_0 - \theta_{\text{вх}})\right) \end{cases}$$

В безразмерном виде эти зависимости запишутся как отношения:

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{s}{S_{\max}} &= \frac{\frac{\sin(\varphi_0 - \theta_{\text{вх}})}{\left(\cos\left(\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \varphi_0\right)\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} - \frac{\sin(\varphi - \theta_{\text{вх}})}{\left(\cos\left(\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \varphi\right)\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{\frac{\sin(\varphi_0 - \theta_{\text{вх}})}{\left(\cos\left(\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \varphi_0\right)\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} - \frac{\sin(\varphi_m - \theta_{\text{вх}})}{\left(\cos\left(\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \varphi_m\right)\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \\ \frac{\delta}{\delta_{\max}} &= \frac{\frac{\cos(\varphi_0 - \theta_{\text{вх}})}{\left(\cos\left(\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \varphi_0\right)\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} - \frac{\cos(\varphi - \theta_{\text{вх}})}{\left(\cos\left(\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \varphi\right)\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{\frac{\cos(\varphi_0 - \theta_{\text{вх}})}{\left(\cos\left(\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \varphi_0\right)\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} - \frac{\cos(\varphi_m - \theta_{\text{вх}})}{\left(\cos\left(\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \varphi_m\right)\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \end{aligned} \right.$$

Введя обозначения

$$\eta = \frac{\cos(\varphi - \theta_{\text{вх}})}{\left(\cos\left(\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \varphi\right)\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \text{ и } \zeta = \frac{\sin(\varphi - \theta_{\text{вх}})}{\left(\cos\left(\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \varphi\right)\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

получим

$$\begin{cases} \frac{s}{S_{\max}} = \frac{\zeta_0 - \zeta}{\zeta_0 - \zeta_m} \\ \frac{\delta}{\delta_{\max}} = \frac{\eta_0 - \eta}{\eta_0 - \eta_m} \end{cases}$$

Дифференцируя эту зависимость по параметру φ получим:

$$\text{tg}(\theta_{\text{ш}}) = \frac{d\delta}{ds} = \text{tg}\left(\varphi - \text{arctg}\left(\sqrt{\frac{k+1}{k-1}}\right) \cdot \text{tg}\left(\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \varphi\right) - \theta_{\text{вх}}\right).$$

Приравнивая производную нулю, получим выражение для угла φ_m :

$$\theta_{\text{вх}} = \varphi_m - \text{arctg}\left(\sqrt{\frac{k+1}{k-1}}\right) \cdot \text{tg}\left(\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \varphi_m\right).$$

Значение угла φ_0 выразится следующим образом:

$$\theta_{\text{вх}} + \Delta\theta_{\text{вх}} = \varphi_0 - \text{arctg}\left(\sqrt{\frac{k+1}{k-1}}\right) \cdot \text{tg}\left(\sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \varphi_0\right).$$

Здесь $\Delta\theta_{\text{вх}}$ - величина дополнительного угла разворота потока при искажённом контуре сопла. Величина этого угла является величиной постоянной и будет также зависеть от двух параметров: угла $\theta_{\text{вх}}$ и коэффициента адиабаты k .

Введём для краткости безразмерные координаты и представим зависимость $\delta(s)$ в виде:

$$\bar{\delta} = \frac{\eta_0 - \eta}{\eta_0 - \eta_m} \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2}\right) \cdot \bar{S} = \Gamma(\varphi, \theta_{\text{вх}}, k) \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2}\right) \cdot \bar{S}.$$

$$\sin\left(\frac{\pi}{2}\right) \cdot \frac{\zeta_0 - \zeta}{\zeta_0 - \zeta_m}$$

Параметрическими расчётами далее было показано, что значение функции $\Gamma(\varphi, \theta_{\text{вх}}, k)$ практически равно единице в диапазоне углов $\theta_{\text{вх}} = 10^\circ \dots 40^\circ$ и показателей адиабаты $k = 1, 1.2 \dots 1, 40$. Максимальное отличие составляет величину меньшую, чем 0,02.

С учётом этих выкладок получается простая зависимость, удобная для практических расчётов, которая с большой точностью совпадает с ранее полученной эмпирическим путем:

$$\bar{\delta} = \sin(\pi/2) \cdot \bar{S}.$$

Инженерный метод расчёта

На основании проделанных исследований может быть предложена инженерная методика расчёта распределения уноса материала в закритической области сопла, которая сводится к следующему алгоритму.

1. По известной зависимости [4] для углеграфитовых материалов, определим величину чисто химического уноса для сопла без стыков:

$$\delta_{\text{yh}} = \frac{B_m \frac{\alpha}{c_p} \cdot f_k \cdot \tau}{\rho_w \cdot k_w}$$

Здесь B_m - окислительный потенциал продуктов сгорания; ρ_w и k_w - плотность материала и его коксовое число; f_k - параметр, характеризующий режим окисления материала (кинетический, динамический, диффузионный).

2. По любой из известных из литературы методик рассчитаем распределение коэффициента теплообмена для гладкого сопла $(\alpha/c_p)_0(\bar{x})$ по длине закритической области;

3. Определим с помощью газодинамических расчётов превышение уносов из-за наличия стыка - параметр k :

$$k = [(\bar{\rho}_{\text{ск}}) \cdot \pi(M_{\text{ил}}) / \pi(M)]^{0,8}$$

Для конических сопел этот параметр может быть аппроксимирован [1]:

$$k_a = 1 + 1,2 \cdot e^{-(2,5 - 1,65 \cdot \text{tg}(\theta_{\text{вх}})) \bar{x}}$$

4. Осевую координату максимального уноса (\bar{x}_{max}) находим из решения неявного уравнения [1]:

$$\left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_0(\bar{x}) = \frac{r \cdot \rho_w \cdot k_w \cdot (0,525 - 0,25 \cdot \text{tg}(\theta_{\text{вх}}))}{B_m \cdot f_k \cdot \cos(\theta_{\text{вх}})} \cdot \frac{\bar{x}}{k_a(\bar{x})}$$

5. Величину максимального уноса определим по формуле:

$$\delta_{\text{max}} = \frac{B_m \cdot \tau \cdot k_a}{\rho_w \cdot k_w} \cdot \left(\frac{\alpha}{c_p}\right)_0(\bar{x}_{\text{max}})$$

6. Распределение линейной величины уноса по образующей рассчитываем по полученной аналитически универсальной зависимости:

$$\frac{\delta}{\delta_{\text{max}}} = \sin\left(\frac{\pi}{2}\right) \cdot \frac{S}{S_{\text{max}}}$$

По изложенной методике были проведены многочисленные расчёты распределений уносов материалов в закритической части сопел модельных и натурных двигателей различных ступеней [1]. Удовлетворительное согласование позволило рекомендовать данную методику для оценки уносов в закритической части сопел двигателей в широком диапазоне параметров для практической деятельности.

На основании проведённых расчётов был сделан вывод о том, что величины избыточных уносов из-за интенсификации теплообмена в закритической части сопла будут пропорционально увеличиваться с увеличением времени работы двигателя и тем больше, чем сильнее отличаются материалы по эрозионной стойкости. Поэтому наиболее эффективными мероприятиями по уменьшению уносов в этой части будут мероприятия, связанные с возможным сближением свойств стыкующихся между собой материалов, либо перенос стыка вниз по потоку в область менее интенсивного теплообмена.

В итоге, основным выводом данной работы является научное достижение, а именно: экспериментально и теоретически доказана автомодельность процесса теплообмена в закритической области сверхзвукового сопла. **П**

Литература

1. А.М. Губертов, В.В. Миронов, Ю.М. Кочетков. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетном двигателе твёрдого топлива. -Машиностроение, 2004 г.
2. С. Мадорский. Термическое разложение органических полимеров. -Мир, 1967 г.
3. Справочник по пластическим массам. Под ред. М.И. Гарбара. -Химия, 1967 г.
4. Бояринцев В.И., Звягин Ю.В. Исследование разрушения углеграфитовых материалов при высоких температурах. - Изв. АН СССР. Физика высоких температур, 1975 г.

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ. Атмосферный ионный двигатель

В журнале "Двигатель" более 10 лет назад были опубликованы статьи о проведённых ребятами из московской школы "Интеллектуал" экспериментах с летающими вариантами электростатических двигателей.



Их эксперименты "продолжила" американская компания Undefined Technologies, которая представила свой вариант летательного аппарата с атмосферным ионным двигателем, в котором находились две сетки - электроды. На них от бортового источника подавалось высокое напряжение, ионизирующее и ускоряющее молекулы воздуха. Этот прототип продержался в воздухе 25 секунд и издавал шум порядка 90 дБ.



В последнем варианте ионолёта Silent Ventus было уже три сетки и новый источник



напряжения, благодаря чему он продержался в воздухе целых 2,5 минуты и шумел чуть потише - на уровне 85 дБ.



Несмотря на то, что полёт этого варианта стал устойчивее, его конструкция сильно изгибалась, т.к. не имела достаточной жёсткости из-за ограничения по массе. Сомнительно, что возможно дальнейшее увеличение размеров аппарата с одновременным усилением прочности для обеспечения подъёма необходимой по массе по-

лезной нагрузки. Не решены пока вопросы стабилизации аппарата при воздействии на него порывов ветра. Здесь проблемы ионолёта вертикального взлёта и дирижабля совпадают.

Но есть ещё один вариант применения ионного двигателя - обеспечение взлёта и полёта беспилотного летательного аппарата традиционной схемы, о котором в журнале "Двигатель" сообщалось в № 6-2018 г.



На этом ЛА удалось повысить КПД ионного двигателя с одного до 2,4 %. Самолёт массой 2,5 кг при размахе крыльев 5 м пролетел за 12 секунд 55 м.

С тех пор прошло уже много времени, но никакой новой информации о дальнейших экспериментах с этим самолётом нет. А ведь ЛА с такой силовой установкой были бы бесшумными и невидимыми в инфракрасном диапазоне, что делает их идеальными для применения в качестве разведывательных БПЛА. **П**

ХІХ ОЛИМПИАДА ПО ИСТОРИИ АВИАЦИИ И ВОЗДУХОПЛАВАНИЯ



Светлана Валентиновна Александрова, старший менеджер Союза авиастроителей
Александр Иванович Бажанов, академик Международной инженерной академии

22 апреля 2022 г. в Малом актовом зале Учёного совета Национального исследовательского университета "МЭИ" состоялся Молодёжный симпозиум XIX Международной олимпиады по истории авиации и воздухоплавания им. А.Ф. Можайского, посвящённый 175-летию со дня рождения Н.Е. Жуковского.

Олимпиада проводится Союзом специалистов в области авиастроения "Союз авиастроителей", Академией наук авиации и воздухоплавания и Институтом истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН при поддержке Общероссийской общественной организации "Союз машиностроителей России".

Главная цель проведения олимпиады - привлечение молодежи к работе в авиации и авиастроении. Методическое обеспечение олимпиады разработано с использованием Гранта Президента Российской Федерации.

Олимпиада стала традиционной и проводится каждый учебный год с целью популяризации достижений технической мысли в области авиации и воздухоплавания, выявления творческой молодежи и её профессиональной ориентации на специальности, связанные с созданием и эксплуатацией авиационной техники.

Олимпиада проводится для юношей и девушек в возрасте от 12 до 18 лет, независимо от гражданства и места проживания, добровольно изъявивших желание принять участие в олимпиаде.

Олимпиада привлекает подростков, увлекающихся авиацией, из различных регионов России и ближнего зарубежья. В течение всего учебного года участники публикуют свои работы, получают отзывы на них как от своих сверстников, так и от профессионалов, общаются с интересными людьми. Тот факт, что Первый тур олимпиады проходит в сети Интернет, а Второй - очный - в виде Молодёжного симпозиума финансируется спонсорами и меценатами, позволяет подросткам участвовать в мероприятии независимо от благосостояния их семей.

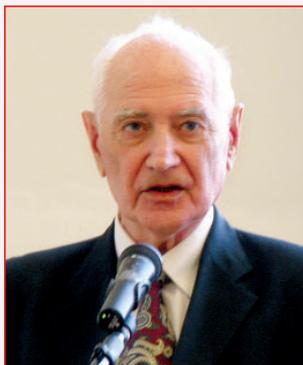
Накануне симпозиума финалисты Олимпиады посетили Военный учебный центр при Национальном исследовательском университете "МЭИ", где студенты получают уникальный опыт по работе на настоящих натуральных образцах техники, таких как Су-27, Су-34 и др. Экскурсию по учебному центру провёл сотрудник МЭИ полковник Светлов Владимир Анатольевич. Владимир Анатольевич увлекательно рассказал ребятам об экспонатах центра, ответил на их вопросы.

После экскурсии финалисты приняли участие в серии психологических тренингов и консультаций, направленных на сплочение команды и снятие излишнего эмоционального напряжения. Эти тренинги и консультации провели известные детские психологи Иван Андреевич Дрозд и Эльмира Шамильевна Дрозд. По окончании тренингов ребята встретились со своими консультантами и потренировались в работе с презентационным оборудованием.

На следующий день - 22 апреля - ведущий симпозиума Гвоздев Сергей Валентинович, исполнительный вице-президент Союза авиастроителей, предоставил слово перед открытием симпозиума первому вице-президенту Клуба авиастроителей, профессору Виктору Ивановичу Зазулову. Открыл симпозиум ректор Национального исследовательского университета "МЭИ" Николай Дмитриевич Роголёв.



С.В. Гвоздев



В.И. Зазулов



Н.Д. Роголёв



Вручение Сертификатов победителей Первого тура Олимпиады

В работе жюри олимпиады приняли участие: председатель жюри, доктор философских наук, профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана, Почётный работник высшего образования РФ, академик Российской академии естественных наук Надежда Гегамовна Багдасарян; главный редактор журнала "Двигатель", генеральный директор ООО "Рэм-вибро", действительный член Международной инженерной академии Александр Иванович Бажанов; первый вице-президент Союза авиастроителей, лауреат Государственной премии, действительный член Академии транспорта, действительный член Академии наук авиации и воздухоплавания, доктор технических наук, профессор Виктор Иванович Зазулов; Заслуженный лётчик-испытатель СССР, Герой Советского Союза, писатель Владимир Николаевич Кондауров; вице-президент Союза авиастроителей по образовательным и профориентационным проектам, директор международного института новых образовательных технологий РГГУ, кандидат технических наук Сергей Викторович Кувшинов; лётчик-испытатель СССР, Герой Советского Союза Виктор Георгиевич Пугачёв; директор Проектного комплекса "Гражданские самолёты" Национального исследовательского комплекса "Институт имени Н.Е. Жуковского", доктор технических наук, академик Академии военных наук Андрей Александрович Пухов; руководитель Проблемной группы истории авиации Института истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН, историк, писатель, кандидат технических наук Дмитрий Алексеевич Соболев; специалист в области автоматизации технологического проектирования авиационной и ракетно-космической техники, доктор технических наук, профессор, член Совета Авиакосмосфонда, действительный член Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, вице-президент Федерации космонавтики России, заслуженный деятель науки России, заслуженный испытатель ракетно-космической техники Владимир Пет-



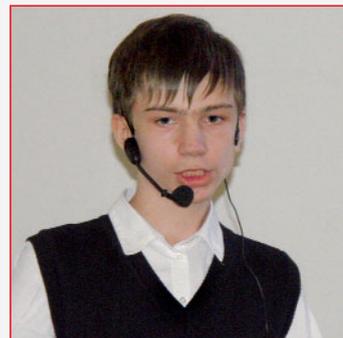
Эдуард Акопов



Эльдар Рахматуллин



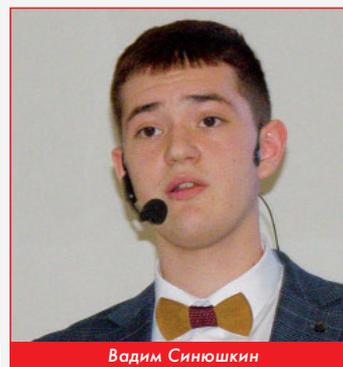
Владимир Миронов



Николай Водолазов



Кирилл Шишкин



Вадим Синушкин

рович Соколов; военный лётчик, авиажурналист, научный редактор журналов, в том числе "Scientific Technical Review", почётный член Авиационного содружества "Свети Илия", кавалер Почётного Золотого знака пилота ВВС и ПВО Армии Сербии, профессор (Республика Сербия) Радмила Дмитриевна Тонкович (дистанционно); специалист в области аэрокосмической техники, кандидат технических наук, доцент Владимир Николаевич Шауров.

В качестве почётных гостей в симпозиуме приняли участие: ведущий специалист Отдела молодёжных проектов Союза маши-



Жюри за работой



Максим Ежов



Тимур Шамаев



Дарья Надымова



Александр Синцов

ностроителей России Дмитрий Владимирович Алёшин; директор Международной летней аэрокосмической школы им. космонавта-испытателя СССР У.Н. Султанова Республики Башкортостан Лия Алишеровна Богданова; председатель Совета Фонда "Центр развития легкомоторной и малой авиации Ярославской области" Владимир Николаевич Корытов; управляющий ФОНДОМ "Центр развития легкомоторной и малой авиации Ярославской области" Владимир Иванович Серебряков; заведующий базовой кафедрой Института прикладной математики им. Келдыша РАН в МГТУ "Станкин", директор лаборатории Международного института новых образовательных технологий РГГУ, доктор технических наук Валентин Евгеньевич Пряничников; президент Фонда М.Л. Миль Надежда Михайловна Миль; кандидат философских наук, действительный член Петровской академии наук и искусств, философ-исследователь, методолог, педагог Института Философии РАН Елена Ивановна Ярославцева.

Поддержать финалистов приехали победители прошлых олимпиад: Василиса-Анастасия Васильевна Бадакова, Илья Александрович Гришин, Венедикт Владимирович Дорожко.

Все финалисты олимпиады получили:

- сертификаты победителей Первого тура;
- сувениры от московского интернет-магазина компании "Модельер"; Союза машиностроителей России и от российской компании "Звезда";

- книги Заслуженного лётчика-испытателя СССР, Героя Советского Союза, Владимира Николаевича Кондаурова; военного лётчика, авиажурналиста, почётного члена Авиационного сообщества "Свети Илия", кавалера Почётного Золотого знака пилота ВВС и ПВО Армии Сербии, профессора Радмилы Дмитриевны Тонкович (Республика Сербия) и от Фонда содействия авиации "Русские Витязи", Россия;

- призы от Надежды Михайловны Миль;

- путёвки в Международную летнюю аэрокосмическую школу им. космонавта-испытателя СССР У.Н. Султанова, расположенную в Республике Башкортостан.

Победителями девятнадцатой Олимпиады стали:

1 место - Акопов Эдуард Артурович, 13 лет (Центр технического творчества, Таганрог, Ростовская область). Тема историко-исследовательской работы: "История разработки амфибии вертикального взлёта и посадки ВВА-14";

2 место - Синюшкин Вадим Денисович, 16 лет (средняя обще-

образовательная школа с углубленным изучением отдельных предметов № 16, Комсомольск-на-Амуре, Хабаровский край). Тема историко-исследовательской работы: "Роль личности Виталия Егоровича Копылова в истории отечественного авиастроения";

3 место - Шишкин Кирилл Ярославович, 13 лет (общеобразовательная школа № 91, Москва). Тема историко-исследовательской работы: "Вклад проекта Т-4 "Сotka" в развитие авиации".

Жюри приняло решение и наградило дополнительными призами:

- за отражение темы авиации в художественной культуре - Надымову Дарью Андреевну, 16 лет (Пермский авиационный техникум имени Аркадия Дмитриевича Швецова). Тема историко-исследовательской работы: "Как отражена история развития авиации в мировом кинематографе?";

- за практическое использование результата историко-исследовательской работы в авиамоделизме - Ежова Максима Юрьевича, 17 лет (Авиационный технический колледж, Кумертау, Республика Башкортостан). Тема историко-исследовательской работы: "Почему у авиамоделизма всегда есть будущее?" и Рахматулина Эльдара Рафаэловича, 19 лет (Кумертау, Республика Башкортостан). Тема историко-исследовательской работы: "Электролёты - есть ли у них будущее?".

Призы победителям Олимпиады предоставили: Союз авиастроителей; Гаврилов-Ямский машиностроительный завод "Агат"; Союз машиностроителей России и Часовая производственная компания "Romanoff".



Награждение победителей и призёров Олимпиады

Приз зрительских симпатий по итогам голосования читателей на сайте получил Зельфельянов Руслан Геннадьевич, 14 лет (Тамбов). Тема историко-исследовательской работы: "Какова роль авиации в освоении космоса?".

В подготовке и проведении Молодёжного симпозиума приняли участие такие российские организации, как: Авиакосмофонд; Академия наук авиации и воздухоплавания; Акционерное общество "МСЗ-Салют" (Москва); Гаврилов-Ямский машиностроительный завод "Агат" (Ярославская область); Институт истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН; Компания "Звезда" (Московская область); Компания "Модельер" (Москва); Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет); Научно-технический журнал "Двигатель"; Национальный исследовательский университет "МЭИ"; Пермский авиационный техникум им. А.Д. Швецова; Публичное акционерное общество "Агрегат" (Челябинская область); Рекламное агентство "Garuss-Print" (Москва); Российский государственный гуманитарный университет; Союз авиастроителей; Союз Машиностроителей России; Уфимский государственный авиационный технический университет; Фонд содействия авиации "Русские Витязи" (Москва); Часовая производственная компания "Romanoff" (Москва) другие организации.

Работа симпозиума транслировалась в сеть Интернет.



МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

СМЕШАННОЕ УРАВНЕНИЕ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ

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

В работе представлен анализ уравнений теплопроводности различных типов, учитывающих диффузионные и релаксационные процессы. Предложено новое уравнение математической физики, уравнение теплопроводности смешанного типа, которое в зависимости от значений универсальной функции насыщения $\psi(\zeta)$ приобретает различный тип: параболический, если $\psi(\zeta) = 0$, либо гиперболический, если $\psi(\zeta) = 1$. Эта функция описывает внутренние процессы релаксации в рабочем теле.

The paper presents an analysis of heat conduction equations of various types, taking into account diffusion and relaxation processes. The proposed new equation of mathematical physics, thermal conductivity equation of mixed type, depending on the values of a universal function of saturation, $\psi(\zeta)$ takes various type: parabolic, if $\psi(\zeta) = 0$, or hyperbolic, if $\psi(\zeta) = 1$. This function describes the internal relaxation processes in the working body.

Ключевые слова: механика сплошных сред, теплопроводность, уравнение математической физики, параболический тип, гиперболический тип, смешанный тип.

Keywords: continuum mechanics, thermal conductivity, mathematical physics equation, parabolic type, hyperbolic type, mixed type.

Теплопроводность - одна из важнейших дисциплин механики сплошных сред, и традиционно она базируется на феноменологических подходах с привлечением теплофизических свойств, полученных из равновесной термодинамики. Классическим уравнением математической физики (уравнением теплопроводности Фурье) этот процесс описывается достаточно фундаментально, а само уравнение Фурье является справедливым для большинства физических задач, встречающихся в практике ракетостроения и энергетике. Уравнение теплопроводности в форме Фурье является уравнением параболического типа и имеет несколько аналитических решений с применением аппарата математической физики. Для этого уравнения доказаны теоремы существования и единственности решения, и они гарантируют однозначность в получении решений аналитическим и вычислительным путём.

Говоря об особенностях и универсальности этого уравнения, следует отметить, что оно получено из условий допущения о локальном равновесии системы и сплошности рабочей среды, следуя которым в любом элементе среды, сопоставимом с длиной свободного пробега носителей энергии (молекул, атомов), наблюдается локальное равновесие, хотя система в целом неравновесная.

Допущение принципа локального равновесия возможно только в случае, когда скорость изменения макропараметров из-за воздействия внешних сил значительно меньше скорости релаксации к локальному равновесию. Принимая этот принцип, в интегральных законах сохранения можно выполнять предельный переход и получать эти законы в дифференциальной форме. Такой приём в общем случае физически некорректен, так как имеющаяся молекулярно-атомная среда обладает свойствами, несовместимыми с гипотезой сплошности и в определённых диапазонах параметров будет давать существенные отличия от реальных значений. Поэтому классическое уравнение Фурье не содержит в своём составе времени релаксации и масштаба микроструктуры (длины свободного пробега). Сами уравнения Фурье описывают процессы с бесконечной скоростью распространения тепловых возмущений. По существу, применяется допущение о мгновенном распространении этих возмущений, игнорируя такую важную характеристику реального процесса как время релаксации τ_p .

Для устранения этого недостатка параболического уравнения необходима разработка математической теории описания процессов переноса, протекающих в локально-неравновесных условиях. Решению этой проблемы посвящены работы многих авторов, в которых рассматриваются различные теоремы локально-неравновесных систем.

Распространение тепла при высокотемпературных процессах

Как уже было сказано, феноменологическая теория теплопроводности предполагает, что скорость распространения тепла является бесконечно большой. Это предположение подкрепляется результатами расчетов температурных полей в различных телах при обычных условиях, встречающихся в практике. Однако в разреженных средах при высокотемпературных нестационарных процессах теплообмена, тепло распространяется не бесконечно быстро, а с некоторой, хотя и очень большой, но постоянной скоростью.

В первом приближении эту скорость можно вычислить в соответствии с работами А.В. Лыкова [1] следующим образом:

$$W_p = \sqrt{\frac{\lambda}{\rho c \tau_p}},$$

где, λ , c , ρ - теплопроводность, теплоёмкость, плотность газа, а τ_p - время релаксации. Например, для азота время релаксации оценивается как одна наносекунда, что говорит о проблематичности его опытного определения.

В условиях сверхзвукового потока влияние конечной величины скорости распространения тепла на теплообмен становится заметным. Для этого и подобных случаев закон распространения тепла будет иметь вид:

$$q = -\lambda \cdot \text{grad} T - \tau_p \frac{\partial q}{\partial \tau}.$$

Здесь: q - тепловой поток (Вт/м²), T - температура (К), τ - время (с), τ_p - время релаксации (с).

Для стационарного случая это уравнение будет совпадать с уравнением теплопроводности Фурье. Для высокоинтенсивных нестандартных процессов второй член правой части уравнения будет соизмерим с первым.

Это уравнение было получено в рамках теории, не опирающейся на принцип локального равновесия, теории, определяемой как расширенная необратимая термодинамика. Именно она приводит к дифференциальному уравнению эволюционного (релаксационного) типа, которое называется уравнением Максвелла-Катанео-Лыкова.

Из уравнения следует, что тепловой поток определяется не только градиентом, но и членом, описывающим процесс его релаксации к локально равновесному значению.

Гиперболическое уравнение теплопроводности

Итак, при высокотемпературных нестационарных процессах перенос тепла будет осуществляться с конечной скоростью W_p , а само уравнение для описания распространения тепла будет содержать релаксационный член. Получим уравнение, описывающее температурное поле для случая протекания релаксационного

процесса внутри вещества с учетом неравновесности.

В соответствии с работой [1] запишем уравнение баланса тепла для одномерного температурного поля:

$$\frac{\partial q_x}{\partial x} = c\rho \frac{\partial T}{\partial \tau}.$$

Вместо q_x подставим из основного уравнения соответствующее выражение:

$$q_x = -\lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial x} - \tau_p \frac{\partial q_x}{\partial \tau}.$$

Полагая λ и τ_p постоянными, будем иметь:

$$\lambda \cdot \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \tau_p \frac{\partial^2 q_x}{\partial x \partial \tau} = c\rho \frac{\partial T}{\partial \tau}.$$

Если продифференцировать по τ , то будем иметь:

$$\frac{\partial^2 q_x}{\partial x \partial \tau} = -c\rho \frac{\partial^2 T}{\partial \tau^2}.$$

Следовательно, дифференциальное уравнение можно написать так:

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} + \tau_p \frac{\partial^2 T}{\partial \tau^2} = a \frac{\partial^2 T}{\partial x^2},$$

где $a = \lambda/c\rho$ - коэффициент температуропроводности.

Для трехмерного температурного поля дифференциальное уравнение теплопроводности по аналогии можно записать в виде:

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} + \tau_p \frac{\partial^2 T}{\partial \tau^2} = a\Delta T.$$

Здесь ΔT - лапласиан от температуры.

Сделаем анализ последнего уравнения, которое можно написать так:

$$c\rho \frac{\partial T}{\partial \tau} + \frac{\lambda}{W_p^2} \frac{\partial^2 T}{\partial \tau^2} = \lambda \Delta T.$$

Так как $W_p^2 = a/\tau$. При малых давлениях газа величина $c\rho$ мала ($c\rho \rightarrow 0$), а средняя длина свободного пробега молекулы, от которой зависит эта величина, значительно увеличивается. Поэтому первым членом уравнения можно пренебречь. Тогда получаем дифференциальное уравнение распространения тепла, совпадающее с гиперболическим волновым уравнением:

$$\frac{\partial^2 T}{\partial \tau^2} = W_p^2 \Delta T.$$

Последнее уравнение подпадает под другой тип уравнения в рамках классификации линейных уравнений второго порядка. Это гиперболическое уравнение математической физики, описывающее волновые процессы в теплопроводности. Такие процессы встречаются при исследовании сильно нестационарных течений и при анализе взрывов.

В работах И.В. Кудинова, В.В. Жукова и др. [2 - 6] рассматриваются подробно и другие релаксационные члены. Последнее уравнение учитывает лишь временную нелокальность и не описывает пространственно-нелокальные эффекты. Для записи полного закона сохранения, учитывающего отмеченные особенности, вводится еще одно слагаемое, учитывающее скорость теплового потока и градиент температуры. Уравнение при этом сильно усложняется. Появляется смешанная производная по координате и времени, которая переводит уравнение вновь к параболическому типу.

Эти особенности в данной работе исследоваться не будут, так как они более высокого порядка. Ограничимся в дальнейшем анализом более простого уравнения Максвелла-Каттанео-Лькова и его частным случаем - волновым уравнением теплопроводности.

Следствия из молекулярной физики

Людвигом Больцманом было доказано, что при условии равновесия системы функция распределения молекул по скоростям будет стремиться к функции распределения Максвелла [7]. Было

также доказано, что максвелловское распределение является единственно возможным, и если в какой-то момент между молекулами устанавливается максвелловское распределение, то и в дальнейшем оно не будет нарушаться столкновениями.

Определим через максвелловское распределение значение энтропии и покажем, что она зависит от дисперсии функции распределения. Для этого воспользуемся выражением, приведенным, например, в [8]:

$$f = \left(\frac{1}{\pi v_H^2}\right)^{\frac{3}{2}} \exp\left(-\frac{v_i^2}{v_H^2}\right),$$

где v_i - скорость молекул;

v_H - наиболее вероятная (наивероятнейшая) скорость молекул, соответствующая скорости теплового движения при условии равновесия системы.

Определим энтропию системы в соответствии с отождествлением Больцмана:

$$s = -K_B \ln\left(\frac{1}{\pi v_H^2}\right)^{\frac{3}{2}} + K_B \frac{v_i^2}{v_H^2}.$$

Значение K_B выразим через универсальную газовую постоянную и число Авогадро. Тогда:

$$s = -\frac{R}{N_A} \cdot \ln\left(\frac{1}{\pi v_H^2}\right)^{\frac{3}{2}} + \frac{R}{N_A} \frac{v_i^2}{v_H^2}.$$

Или

$$s = -\frac{3}{2} R \cdot \ln\left(\frac{1}{\pi v_H^2}\right)^{\frac{1}{N_A}} + \frac{R}{N_A} \frac{v_i^2}{v_H^2}.$$

Первый член справа пропадает вследствие того, что корень из $1/\pi v_H^2$ превратится в единицу, и тогда логарифм будет равен нулю.

После домножения левой и правой части на величину молекулярной массы μ с целью перехода от молей к килограммам, получим выражение для энтропии по Клаузиусу S (Дж/(кг·К)) в виде:

$$S = R_\mu \frac{v_i^2}{v_H^2}.$$

Через дисперсию D (среднеквадратическое отклонение δ) энтропия выразится в виде:

$$\delta = \sqrt{D} \text{ и } S = R_\mu (r + 1)^2, \text{ где } r = \sqrt{D}/v_H.$$

Другими словами, энтропия выражается через локальную скорость молекул, а точнее, дисперсию их распределения. Именно дисперсия отвечает за внутренние токи - относительное движение внутри системы.

Когда говорят о коэффициентах переноса, то говорят о средних значениях, то есть о равновесных скоростях, наивероятнейших. Это - среднее, тепловое движение. Оно примерно равно движению со скоростью звука. Скорость звука $a = \sqrt{kR_\mu T}$ определяет равновесие между локальными потоками. А неравновесие между энтропийных потоков, и определяется из соотношения:

$$S = R_\mu \frac{v_i^2}{a^2}.$$

Выразим энтропию через связанную энергию:

$$ST = R_\mu T \frac{v_i^2}{kR_\mu T}.$$

Получаем зависимость скорости v_i от энтропии [9]: $v_i = \sqrt{kST}$. И тогда вместо средних равновесных значений в формулах для определения переносных свойств:

- коэффициента диффузии: $D = (1/3) \cdot \Lambda \bar{v}$,

- коэффициента вязкости: $\mu = (1/3) \cdot \rho \Lambda \bar{v}$,

- коэффициента теплопроводности: $\lambda = (1/3) \cdot C_v \rho \Lambda \bar{v}$

в формулы следует подставить текущую скорость энтропийных полей v_s .

Здесь: Λ - длина свободного пробега молекул;

ρ - плотность вещества;

C_v - теплоёмкость;

$$v_s = v_H \text{ и } v_s = v_i - v_H = v_H \sqrt{(S/R_\mu) - 1}.$$

Скорость v_s - относительная скорость между молекулами, и она характеризует, собственно, процесс столкновения. В работе [10] показано, что отношение (S/R_μ) связано со временем релаксации: $(S/R_\mu) = (\tau/\tau_p)$, так что сам процесс стремления к равновесию (процесс релаксации) зависит от времени релаксации, то есть времени процесса уравнивания потоков, которое необходимо, чтобы условно все скорости приблизились к наиболее вероятной. А распределение молекул по скоростям - к максвелловскому.

Процесс релаксации - это сложнейшая "процедура внутри термодинамической системы", в которой участвуют все молекулы системы, их неограниченные соударения, изменение траекторий, скоростей отскоков. Всё это зависит от температуры, и описать в настоящее время этот процесс не представляется возможным. Но известно, что этот процесс является процессом насыщения. Поэтому переход от одного равновесного состояния к другому можно с большой степенью достоверности описать с помощью нормальной функции насыщения [11]:

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

И тогда текущее время процесса представляется в простом наглядном виде: $\tau = \tau_p \psi(\zeta)$.

Смешанное уравнение теплопроводности

В связи с изложенным выше становится очевидным, что уравнение Максвелла-Каттанео-Лыкова записано для частного случая опять же равновесного процесса, так как время релаксации отражает именно крайний процесс теплообмена - равновесный случай. Очевидно, что правильная запись релаксационного уравнения теплопроводности будет выглядеть следующим образом:

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} + \tau \frac{\partial^2 T}{\partial \tau^2} = a \frac{\partial^2 T}{\partial x^2},$$

где τ - текущее время.

А это уже принципиально! Полученное новое уравнение математической физики уже будет смешанным. Уместно вспомнить, что классическим уравнением смешанного типа является уравнение Трикоми [12].

Литература

1. А.В. Лыков. Теория теплопроводности // М. Высшая Школа, 1967 г.
2. И.В. Кудинов. Математическое моделирование локально-неравновесных процессов переноса теплоты, массы с учётом релаксационных явлений // Самара. Сам. ГТУ диссертация доктора технических наук, 2012 г.
3. Zhukov V.V. Study of analytical of the thermal conductivity equation considering relaxation phenomena under the third-class boundary conditions // Journal of Physics. Conference Series. 2021.
4. С.Л. Соболев. Бегущие волны в локально-неравновесных условиях // Успехи физических наук. Т. 161, №3, 1991.
5. Eremin A.V., Kudinov V.A., Kudinov L.V., Zukov V.V., Trubitsun K.V. Mathematical model of fuel heat ignition considering space-time non-locality // IOP Conference Series: Science and Engineering 2019.
6. А.Г. Шашков, В.А. Бубнов, С.Ю. Яновский. Волновые явления теплопроводности: системно-структурный подход // УССР, 2004.
7. Л. Больцман. Лекции по теории газов // М. изд. Техно-теоретическая литература, 1960 г.
8. Г.Н. Патерсон. Молекулярное течение газов // М. изд. Физико-математической литературы, 1960 г.
9. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Этропийные потоки и коэффициенты переноса // Двигатель № 4, 2017 г.
10. Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность. Кинетическое уравнение Больцмана // Двигатель № 3, 2021 г.
11. Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность. Математический анализ релаксационных процессов // Двигатель № 3, 2020 г.
12. Франческо Трикоми. О линейных уравнениях смешанного типа // М. ОГИЗ Гостехиздат, 1947 г.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ. Термоэлектрический преобразователь с КПД 40 %

Существует множество твердотельных преобразователей из одного вида энергии, например, видимого света, в электричество (т.н. солнечные батареи). Существуют подобные преобразователи и для инфракрасного диапазона, т.е. для тепловой энергии, но их КПД не выше 20%. Чтобы его повысить надо увеличить рабочую температуру теплоносителя и материалов преобразователя.

Учёным из Массачусетского технологического института удалось создать твердотельный тепловой преобразователь с ре-

кордным КПД - более 40% (у парогенератора он порядка 35%).

В преобразователе находятся несколько слоёв полупроводниковых материалов, способных поглощать тепловые фотоны, испускаемые раскалённым материалом-накопителем. Первый слой поглощает фотоны с самой высокой энергией, второй - с меньшей, а третий слой не давал остаточной

тепловой энергии излучаться в окружающее пространство. Пока экспериментальный образец имеет площадь всего 1 см², а расчёты

показывают, что электростанция на предложенном принципе будет коммерчески выгодной с площадью элементов от 1000 м². Накопителем тепла может быть графит, раскаляемый солнечным излучением до температур порядка 1900...2400 °С. **А**



В зависимости от значения функции $\psi(\zeta)$ новое уравнение будет относиться к разным типам уравнений (рис. 1).

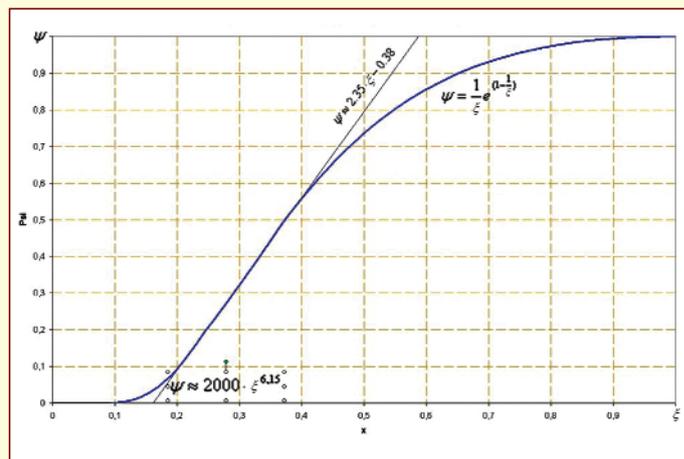


Рис. 1

Известно, что если эта функция равна нулю, то никаких релаксационных (неравновесных) процессов не происходит. Константируется замороженное состояние - состояние равновесия. При этом энтропия является постоянной величиной. Если $\psi(\zeta) = 1$, то реализуется другой крайний случай, когда все релаксационные (неравновесные) процессы уже прошли и состояние также стало равновесным ($dS = 0$). Новое уравнение можно записать в удобном для анализа общем виде:

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} + \tau_p \psi(\xi) \frac{\partial^2 T}{\partial \tau^2} = a \Delta T.$$

Итак, в случае $\psi(\zeta) = 0$ уравнение является параболическим и совпадает с традиционным феноменологическим уравнением теплопроводности Фурье. Если $\psi(\zeta) = 1$, то уравнение становится релаксационным и принимает гиперболический тип. При промежуточных значениях $\psi(\zeta)$ уравнение также остаётся гиперболическим. **А**



МЕЖДУНАРОДНЫЙ ФОРУМ ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ 2022

19–21 ОКТЯБРЯ | МОСКВА | ВДНХ | ПАВИЛЬОН 57

Девиз Форума: «ЦИФРОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ»

В рамках МФД-2022 проводится «Научно-технический конгресс по двигателестроению»

Организатор: Ассоциация «Союз авиационного двигателестроения»

Устроитель: ООО «АССАД-М»

Россия, 105118, г. Москва, проспект Буденного, 19

тел.: (495) 366-18-94, 366-85-22, 365-07-03, тел./факс: (495) 366-45-88

forum@assad.ru www.assad.ru



ТЕХНОЛОГИЯ "КАРБУЛ" - ПОЛУЧЕНИЕ ИЗДЕЛИЙ С ГИБРИДНЫМИ МАТРИЦАМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДОВ ПРОИЗВОДСТВА РЕЗИНОТЕХНИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ

Иван Соломонович Пятов, председатель Совета директоров ООО "РЕАМ-РТИ", д.т.н.
Сергей Викторович Ладанов, инженер-технолог ООО "РЕАМ-РТИ"

Инженерные полимеры обладают высокими показателями механических свойств только при умеренных температурах эксплуатации (порядка 150...200 °С). Кроме того, в подвижных соединениях в условиях сухого трения они разрушаются в зоне контакта из-за термодеструкции. Эти обстоятельства ограничивают как их применение, так и других композиционных материалов на основе термопластичных полимерных связующих, особенно при эксплуатации в условиях абразивного износа и высокой температуры.

Рефракторными свойствами, то есть сохранением при высоких температурах прочностных параметров, обладают некоторые композиционные материалы, имеющие керамические матрицы, а также углерод-углеродные композиции (рис. 1). Однако ограничением широкого использования известных материалов с рефракторными свойствами является высокая стоимость их изготовления по существующим технологиям - формообразование осуществляется дорогостоящей механической обработкой из "массива".

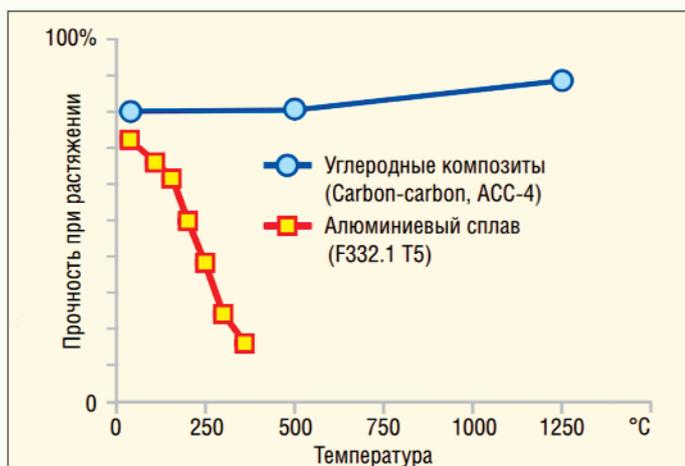


Рис. 1 Зависимость прочностных свойств углеродных композитов и алюминиевых сплавов от температуры

С 2002 г. в компании ООО "РЕАМ-РТИ" разрабатываются углеродные керамоподобные композиты по технологии "Твёрдых резин".

С 2017 года технология "Твёрдых резин" и материалы, получаемые в процессе производства, стали получать торговое название "КАРБУЛ®/CARBUL®", и на сегодняшний день представлены различными структурными материалами.



Рис. 2 Основные этапы технологии "Карбул®"

Варианты композиций материала "Карбул®"	
Сокращённое название	Объяснение вариантов композиций
CC	Углерод-углерод (углеродные волокна, углеродные трубки, технический углерод, шунгит, искусственные графиты)
SiC	Углерод-карбиды (карбид кремния, шунгит)
BC	Углерод-базальт (базальтовое волокно, МБМ)
GC	Углерод-стеклосферы (корундовые микросферы, стеклянные микросферы)
ALC	Углерод-алюминий (алюминиевая пудра, Al ₂ O ₃)
TiC	Углерод-карбид титана (карбид титана)
SC	Углерод-сталь (нержавеющая сталь)
OC	Углерод-оксиды (диоксид кремния - белая сажа)
MBC	Углерод-бориды
NC	Углерод-нитриды
Экспериментальные углерод-углеродные и безуглеродные матрицы	Другие порошковые материалы под функциональные требования узла

Таблица 1

Сводная таблица свойств материала "Карбул®"	
Наименование материала	Карбул®
Прочность на разрыв, МПа	До 95
Прочность на сжатие, МПа	До 300
Прочность на изгиб, МПа	До 120
Коэффициент теплового расширения (×10 ⁻⁶), °С ⁻¹	10...80
Плотность, г/см ³	1,2...2,4

Таблица 2

Как показывают испытания, изделия, изготовленные по технологии "КАРБУЛ®", обладают рядом преимуществ по сравнению с изделиями из металлов по традиционным технологиям и с изделиями, изготовленными по ПИМ-технологии - из металлических/керамических порошков.

Технология "Карбул®" позволяет достигать следующих характеристик:

- твёрдость до 97 ед. Шор D;
 - однородность состава по изделию с использованием широкого спектра ингредиентов;
 - получение изделий сложных форм без механической обработки (с минимизацией необходимой размерной обработки);
 - эксплуатационная теплостойкость до 300 °С при сохранении свойств (рефракторные свойства);
 - химическая стойкость в пределах pH 1...14;
 - гидрофобность поверхности (низкая способность к отложению солей, угол краевого смачивания водой и растворами солей до 120 °С);
 - высокая абразивостойкость;
 - возможность эксплуатации в условиях сухого трения;
 - приемлемую стоимость для потребителей изделий;
 - коэффициент трения от 0,1 до 0,5;
 - возможность формообразования;
 - возможность изготовления многослойных изделий.
- Технологии "КАРБУЛ®" позволяют изготавливать изделия:
- с габаритными размерами от 0,2 мм и более (зависит от возможности оборудования) и толщиной стенок от 0,2 до 20 мм.
 - со сложной пространственной формой (например, рабо-

чее колесо) и свести к минимуму, а в ряде случаев исключить финишную размерную обработку.

В ходе научно-исследовательских работ изготовлен ряд опытных образцов изделий, лабораторные испытания которых дали положительные результаты. Установлены базовые критерии технологических переделов, позволяющие изготавливать и поставлять изделия типа "рабочее колесо" ступени центробежного насоса в ценовом диапазоне изделий из "нирезиста". Накопленный опыт позволил приступить к изготовлению пилотных партий деталей (рис. 3) для насосной техники и их апробированию в условиях опытно-промышленных испытаний.



Рис. 3 Опытные образцы:
а - рабочего колеса центробежного насоса;
б - поршня для двигателя внутреннего сгорания

Характеристики	Сталь			Керамика	С-С ТвР (КАРБУЛ®)	Al-сплавы	
	Механическая обработка	Порошковая металлургия	Литьё	МИМ-технология (гранулированный порошок)			
Масса, г	1...10 000	5...2500	>1	0,01...200	-	>0,001	>0,2
Min допуск, %	<0,1	0,1	0,5...1,0	0,3...0,5	0,3...0,5	0,1	-
Плотность, %	100	92	99	96...100	**	**	100...92*
Пористость, %	0	8	1	4...0	4...1	3...0	0...8*
Удельная плотность, г/см ³	7,8...7,9	-	-	-	2,5...3,6	1,3...1,8	2,7...2,8
Прочность, %	100	70	>95	>96	-	СС=Al	Al=СС
Толщина стенки, мм	1...100	2...20	2...20	0,5...10	0,5...10	0,2...10	-
Шероховатость поверхности Ra, мкм	0,2...4	2...5	5	1...2	1...2	1...2	-
Стоимость изделия, %	100	130	70	200...60	800...2000	100...300	300
Стойкость в агрессивной среде	Низкая	Низкая	Низкая	Низкая	Высокая	Высокая	Низкая
Масс изделия, %	100	92	90	96...100	30...45	12...14	20...22
Усадка, %	-	-	-	До 26	До 26	До 4,5	-
Способность к сухому трению	Нет	-	-	-	-	Есть	Нет

Таблица 3

Примечание:

* - все виды технологий получения изделий;

** - плотность изделия не приведена, так как она зависит от дополнительных металлургических приёмов.

Плотность 100 % - это плотность сплошного, беспористого материала.

Как видно из сравнительной таблицы 3, изделия, выполненные по технологии "КАРБУЛ®", обладают рядом преимуществ не только по сравнению традиционными металлическими деталями, но и с изделиями, изготовленными по ПИМ-технологии, а именно:

способны выдерживать сухое трение, имеют меньшие ограничения по габаритам, меньшую размерную усадку и, кроме того, доступнее по цене.

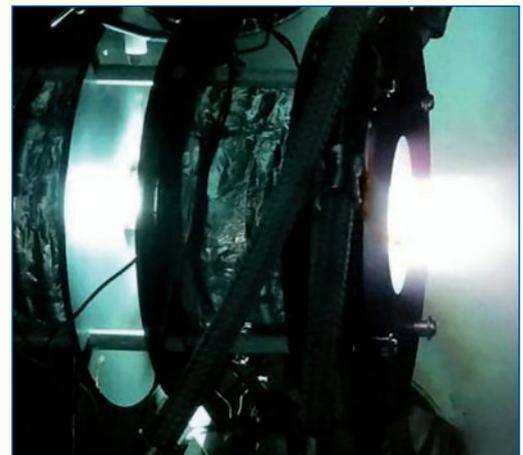
ИНФОРМАЦИЯ. Геликонный плазменный ракетный двигатель

Специалисты РКК "Энергия" имени С.П. Королёва получили патент на изобретение инновационной конструкции магнитоплазменного электроракетного двигателя для космических аппаратов.

В настоящее время электроракетные двигатели считаются наиболее эффективным типом космических реактивных двигателей для освоения ближнего и дальнего космоса. Одним из наиболее перспективных считается магнитоплазменный безэлектродный (другое название - геликонный) двигатель с циклотронным ускорением плазмы в осевом магнитном поле. В нём специальная система магнитов формирует сверхмощное магнитное поле, сквозь которое пропуска-

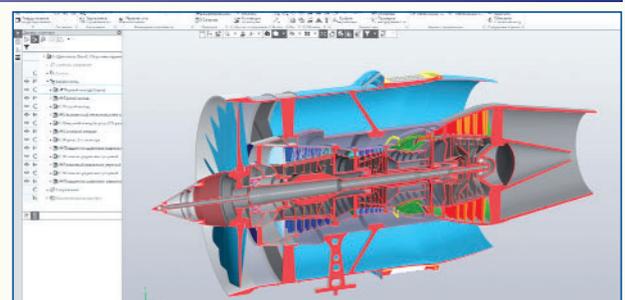
ется рабочее тело (например, газ). Газ, пройдя через систему магнитов, преобразуется в плазму, которая как раз и создаёт необходимую тягу.

В данной конструкции к минимуму сведено разрушение стенок рабочей камеры и полностью отсутствуют движущиеся элементы, а также электроды (сетки - как у ионных установок), которые погружены в плазму, что обеспечивает у таких систем практически неограниченный ресурс. А благодаря запатентованной конструкции магнитной системы, которая одновременно обеспечивает транспортировку рабочего тела, удалось значительно уменьшить массу геликонного ракетного двигателя.



ИНФОРМАЦИЯ. Переход на российское ПО

Рыбинское предприятие "ОДК-Сатурн" внедряет российскую систему автоматизированного проектирования "КОМПАС-3D" компании АСКОН в рамках импортозамещения инженерного программного обеспечения. Применение отечественных САД-платформ обеспечит независимость от иностранных аналогов и даст разработчикам ПО возможность для дальнейшего развития своих продуктов. Данное решение принято в соответствии с Указом Президента России В.В. Путина "О мерах по обеспечению технологической независимости и безопасности критической информационной инфраструктуры Российской Федерации"



ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НИЗКОПOTЕНЦИАЛЬНОЙ РАСПРЕДЕЛЁННОЙ ЭНЕРГИИ В КОНФУЗОРНО-ДИФФУЗОРНЫХ СИСТЕМАХ

Александр Иванович Овчинников,

главный конструктор Института наукоемких инженерных технологий РИА, д.т.н., академик РИА

Анатолий Алексеевич Сперанский,

вице-президент Российской инженерной академии по науке и международному сотрудничеству, директор Института наукоемких инженерных технологий РИА, заслуженный работник культуры РФ, заслуженный инженер России, DExpert, профессор, академик РИА, МИА, ИАА

Конфузорно-диффузорные энергетические системы являются инженерной реализацией существующего и научно-обоснованного энергетического потенциала термодинамического ускорения воздушного потока в компактных ветровых турбинах закрытого типа. По сравнению с традиционными тихоходными ветровыми энергетическими установками (ВЭУ) лопастного типа закрытые ветровые турбинные установки (ЗВТУ) менее громоздки и, самое главное, экобезопасны – не создают инфразвуковых излучений, губительных для человека и среды обитания. Уникальность конструктивно-технологических преимуществ ЗВТУ заключается в отсутствии мультипликатора, необходимого для редукции медленного вращения ВЭУ для привода высокоскоростных электрогенераторов, полной биологической безопасности генерации, а также подтвержденного экспериментами высокого КПД. Это позволяет заявлять о лидирующих позициях эковетроэнергетики в виде ЗВТУ и целесообразности их серийного производства.

Confusor-diffusor energy systems are an engineering implementation of the existing and scientifically-based energy potential of thermodynamic acceleration of the air flow in compact closed-type wind turbines. In comparison with traditional low-speed wind power plants (wind turbines) of the blade type, closed wind turbine installations (CWTI) are less cumbersome and, most importantly, eco-safe – they do not create infrasound radiation harmful to humans and the environment. The uniqueness of the design and technological advantages of the CWTI lies in the absence of a multiplier necessary to reduce the slow rotation of the wind turbine to drive high-speed electric generators, complete biological safety of generation, as well as experimentally confirmed high efficiency. This allows us to declare the leading positions of eco-wind energy in the design of CWTI and the feasibility of their mass production.

Ключевые слова: закрытые ветровые турбины, термогазодинамика, конфузор, диффузор, ускорение потока, инфразвук, энергия, термодинамическая машина.

Keywords: closed wind turbines, thermogasodynamics, confuser, diffuser, flow acceleration, infrasound, energy, thermodynamic machine.

Оценка баланса энергетических состояний стационарных потоков

Термин "низкопотенциальная распределённая энергия (Low-Potential Distributed Energy - LPDE)" возник применительно к возобновляемым источникам энергии и относится к любым источникам слабо сконцентрированной энергии и способам её преобразования в удобный для использования вид энергии. Важное уточнение: термин LPDE появился относительно недавно и описывает он не то, что в классической физике называется "потенциальная энергия" $P = mg\Delta h$. Новый термин, говорит о том, что удельная плотность энергии, которая распределена в условном объеме, имеет небольшую концентрацию (потенциал). Соответственно возникает вопрос о целесообразности использования этой части (этого вида) энергии и о технической возможности создания устройств, преобразующих низкопотенциальную распределённую энергию в удобную для использования и применения вид.

Рассмотрим несколько энергетических процессов в воздушной и водной средах:

1. В водной среде. Поток сечением $S = 1,0 \text{ м}^2$, движущийся со скоростью $1,0 \text{ м/с}$, обладает кинетической энергией $K = SqV^3/2$, где q - плотность воды, равная 1000 кг/м^3 . Заполняя формулу, получаем: $1 \cdot 1000 \cdot 1^3/2 = 500 \text{ Дж/с (Вт)}$.

2. В воздушной среде. Поток сечением $S = 1,0 \text{ м}^2$, движущийся со скоростью 10 м/с , обладает кинетической энергией $K = SqV^3/2$, где q - плотность воздуха, равная $1,225 \text{ кг/м}^3$. Заполняя формулу, получаем: $1 \cdot 1,225 \cdot 10^3/2 = 612,5 \text{ Дж/с (Вт)}$.

3. В воздушной среде. Один кубометр воздуха, нагреваясь или охлаждаясь на 1°C (1 К) при нормальных условиях, поглощает или выделяет тепловую энергию Q в объеме 1237 Дж .

4. В водной среде. Вертикальный поток сечением $S = 1,0 \text{ м}^2$, "падающий" с высоты $1,0 \text{ м}$, преобразует потенциальную энергию в объеме $P = mg\Delta h$ в кинетическую K . Заполняя формулу, получаем: $1000 \cdot 9,8 \cdot 1 = 9800 \text{ Дж/с (Вт)}$.

Указанные выше 4 примера убеждают в том, что примеры 1, 2 и 4 - частные случаи теоремы (уравнения) Бернулли, а пример 3 - это частный случай теоремы (уравнения) термодинамического цикла Карно [1].

Все виды энергии присутствуют в качестве компонентов общего уравнения сохранения (баланса) энергии, которое традиционно в упрощенном виде представлено так:

$$E = K + P + Q = \text{const}, \quad (1)$$

где E - общая энергия замкнутой изолированной системы (объекта),

K - кинетическая энергия системы,

P - потенциальная энергия системы,

Q - внутренняя энергия (теплосодержание) системы.

При конструировании тех или иных машин и механизмов расчеты принято упрощать, пренебрегая частными компонентами энергии, что исключает использование сложных, как правило, нелинейных формул. Представленные расчеты 1 и 2 верны, но с пренебрежением потенциальной P и внутренней тепловой Q энергий, что справедливо при определенных граничных условиях. В случае 3 расчет также верен, но с пренебрежением кинетической K и потенциальной P энергиями. В случае 4 расчет также верен, но с пренебрежением внутренней тепловой энергией Q (таблица 1).

Пренебрежение отдельными видами энергии допустимо и обоснованно потому, что при определенных видах расчетов преобразования энергии в конкретных машинах и устройствах, какими-то частями общего уравнения энергии можно справедливо пре-

Энергетические состояния стационарных потоков

№ пп	Среда	Кинетическая энергия K	Потенциальная энергия P	Тепловая энергия Q	Общая энергия E	Состояние среды
1	Водный поток	$K = SqV^3/2 = 500 \text{ Дж/с (Вт)}$	Без учета	Без учета	500 Дж/с	$S = 1,0 \text{ м}^2, V = 1,0 \text{ м/с}, q = 1000 \text{ кг/м}^3$
2	Воздушный поток	$K = SqV^3/2 = 612,5 \text{ Дж/с (Вт)}$	Без учета	Без учета	612,5 Дж/с	$S = 1,0 \text{ м}^2, V = 10 \text{ м/с}, q = 1,225 \text{ кг/м}^3$
3	Воздушный объём	Без учета	Без учета	1237 Дж	1237 Дж	$S\Delta h = 1,0 \text{ м}^3, \Delta T = 1^\circ$
4	Водный поток	$K = P = 9800 \text{ Дж/с (Вт)}$	$P = mg\Delta h = 9800 \text{ Дж/с (Вт)}$	Без учета	9800 Дж/с	$S = 1,0 \text{ м}^2, m = 1000 \text{ кг}, g = 9,8 \text{ м/с}^2, \Delta h = 1,0 \text{ м}$

небрежь в силу аргументированных причин. Но, предположим, что нам удалось создать термодинамическую установку, которая по примеру № 2 охлаждает воздушный поток, движущийся со скоростью $V = 10 \text{ м/с}$, на 1° . В этом случае внутренняя тепловая энергия Q 1 м^3 воздуха составляет 1237 Дж (пример № 3), а кинетическая энергия, полученная в результате преобразования этой тепловой энергии для 10 м^3 воздуха, составит 12 370 Дж, что в 20 раз (!) больше, чем собственно базовая кинетическая энергия воздушного потока (пример № 2), движущегося с базовой скоростью 10 м/с .

Три независимых открытия предела эффективности турбины

Теперь рассмотрим общее уравнение сохранения энергии применительно к устройствам, которые преобразуют энергию ветра. В классических ветровых энергетических установках (ВЭУ), представленных на рис. 1, ветровой поток движется квазигоризонтально и $\Delta h = 0$. Значит, влиянием потенциальной энергии P можно пренебречь.



Рис. 1 Классические ветровые энергопреобразователи ВЭУ

В повсеместно распространённых классических ВЭУ, преимущественно использующих кинетическую энергию ветрового потока $K = mV^2/2$, внутренней энергией воздушной массы Q принято пренебрегать. Кинетическая энергия потока в классической ветроэнергетике определяется массовыми параметрами плотности воздуха q , площади ометаемой поверхности ВЭУ S и скорости воздушного потока V , вследствие чего через подстановку $m = qSV$ расчётная формула приобретает следующий нелинейный вид:

$$K = qSV^3/2. \tag{2}$$

Тогда, с учётом потерь на отдельных элементах конструкции ВЭУ, кинетическая энергия, идущая на выработку электроэнергии, будет равна:

$$K = (qSV^3/2) \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot k_3, \tag{2a}$$

где k_1, k_2 и k_3 - КПД редуктора (мультипликатора), генератора, трансформатора и т.д.

Из формулы следует, что для увеличения мощности классической ветровой машины требуется либо увеличение площади ометаемой поверхности S , либо размещение машины в ветровом районе с максимально высокой скоростью V воздушного потока. Либо необходимо идти по пути усовершенствования отдельных элементов - профиля лопастей пропеллера с системой управления поворотом лопастей, гербокса (автоматической коробки передач с АКП) или конструкции генератора (рис. 2).



Рис. 2 Энерготрансформер тихоходной ВЭУ лопастного типа

Энергия, выдаваемая ветрогенератором, зависит от массы прошедшего через ВЭУ воздуха (называемого расходом) и доли мощности, отбираемой им у воздушного потока, которая выражается в замедлении потока при прохождении его через ротор. Рассмотрим два крайних случая:

Если ротор отбирает у потока 100 % мощности, то поток за ротором должен остановиться, а это означает нулевой расход, при котором выдаваемая ветрогенератором мощность также будет нулевой.

Если же ротор отбирает у потока 0 % мощности, то расход будет максимальным, но и выдаваемая энергия будет нулевой.

Таким образом, наилучший режим работы любого ветрогенератора лежит посередине между этим двумя крайними случаями. Первым, кто определил эффективность турбины и вычислил максимум этой зависимости, был британский учёный Фредерик Ланчестер (1915 г.). К таким же результатам позже, но практически одновременно, пришли русский учёный Николай Егорович Жуковский и немецкий физик Альберт Бетц, именем которого и был назван закон.

Закон Беца позволяет определить режим максимальной эффективности ВЭУ. Согласно этому закону максимальный КПД равный 59,3 % (16/27) достигается, когда воздух при прохождении через ротор замедляется в три раза [2, 3].

КПД современных больших ветрогенераторов достигают значений 45...50 % [7], то есть составляют 75...85 % от максимально возможного значения. При увеличении скорости ветра угол наклона лопастей увеличивают, тем самым уменьшают нагрузку. При увеличении скорости ветра с 12,5 до 25 м/с мощность ветра возрастает в 8 раз. Естественно, чтобы избежать повреждения лопастей при ветре 25 м/с, необходимо ещё больше увеличить угол их наклона, при этом КПД ротора снижается до 6 %.

Всё изложенное выше верно применительно к классическим ВЭУ. Равно как и то, что пропеллерные самолеты не могут превысить скорость звука. Однако, никто не сомневается в том, что скорость звука можно превысить, используя другие типы двигателей.

Энергетические трансформеры воздушного потока типа ЗВТУ

Авторским коллективом предложен иной научно-технологический путь - концепция ЗВТУ, которая теоретически доказывает и практически подтверждает возможность проектирования и изготовления машины и устройств, способных кроме кинетической энергии воздушного потока преобразовывать для использования относительно небольшую часть тепловой энергии Q , которую правильно именовать внутренней энергией [2, 3].

Экобезопасное термодинамическое ускорение воздушного потока в ветровых турбинах закрытого типа увеличивает энергию потока благодаря перепрофилированию диффузора сопла Лавала с последующим приумножением кинетической энергии ветра с повышением энергоёмкости. Отсутствие в установке редуктора существенно повышает КПД ЗВТУ и интегральный коэффициент использования энергии ветропотока.

Машины и устройства, преобразующие высокопотенциальную внутреннюю энергию Q в кинетическую энергию K , существуют и известны - это турбины (парогазовые, газовые, активные, реактивные), турбодетандеры, ракетные и прямоточные сопла Лавала. Креативной задачей стало создание устройства, способного трансформировать часть внутренней (низкопотенциальной) распределённой энергии воздушного потока в кинетическую энергию, при всей очевидности, что законы физики это позволяют. Важным остаётся вопрос, насколько эффективным такое устройство может быть? Постараемся дать аргументированный ответ на него.

Вернёмся к внутренней энергии воздушного потока Q . Известно, что для газов тепловая энергия Q функционально зависит от параметров давления P , температуры T и объёма V . Отличительной особенностью газа от жидкости, при прочих множественных сходствах, является то, что газ при нагревании расширяется и может выполнять работу. Нагрев газов при постоянном объёме приведет, в отличие от жидкостей, к увеличению давления P . Именно эту особенность не учитывает закон Бернулли в общем его виде применительно к жидкостям и струям идеального газа. Рассмотрим подробнее главные диагностические параметры газовых состояний - тепловую энергию, температуру и давление.

В общем упрощённом виде тепловая энергия Q - это общее количество энергии, которая находится в локальном объеме газа U и характеризуется соответственно массой m и теплоёмкостью. При этом температура T является общеинтегральным параметром кинетической энергии отдельных хаотично движущихся молекул газа, применительно к воздуху это преимущественно молекулы кислорода и азота. Теория показывает, что при любой конкретной температуре средние кинетические энергии $K = mv_{ср}^2/2$ молекул этих газов совпадают. Средняя скорость молекул кислорода при температуре 27 °С или 300 К равна, примерно, 480 м/с, а средняя скорость молекул азота при температуре около 15 °С равна 500 м/с. Другими словами, и температура воздуха, и его внутренняя энергия Q суть интегрированная кинетическая энергия множества отдельных молекул.

Концепция ЗВТУ основана на том, что может быть создана термодинамическая машина (трансформер, устройство), способная преобразовывать кинетическую энергию отдельных молекул газа в общую кинетическую энергию воздушного потока в локальном объеме или любом его сечении. При проектировании и конструировании подобной машины (устройства) выявляется огромное количество технических параметров, которые возможно и необходимо оптимизировать для того, чтобы на современном уровне развития техники и технологий создать конкурентоспособную технику [4, 5].

На рис. 3 представлен физический макет энергоблока инновационной разработки под названием "Проект ЗВТУ-100", экспериментальная модель которой прошла стендовые исследования, подтвердившие результаты продувок на цифровой модели методами математического моделирования.



Рис. 3 Натурная модель энергоблока ЗВТУ-100

Стендовые продувки полномасштабной модели ЗВТУ-100

Проведено математическое моделирование режимов продувки, изготовлен натурный прототип и проведены испытания опытной ЗВТУ на соответствие проектно-расчетным продувочным параметрам эксплуатации. Использование новых конструкционных нанокompозитных материалов позволяет существенно снизить массогабаритные и повысить ресурсно-прочностные эксплуатационные характеристики для массового применения ЗВТУ на труднодоступных неосвоенных территориях и в сложном климате Арктики.

Проектные характеристики энергоблока ЗВТУ-100:

- диаметр максимального сечения D равен 10,4 м,
- максимальная ометаемая площадь сечения S_o равна 84,9 м²,
- площадь рабочей зоны турбины S_p составляет 10,78 м².

Методами численного моделирования с применением программного обеспечения ANSYS FLUENT 12.0 произведены продувки полномасштабной модели ЗВТУ-100 при различных скоростях набегающего потока воздуха. Ниже представлены результаты при скорости ветра $V = 15$ м/с и температуре потока $T = 300$ К (рис. 4).



Рис. 4 Изменение скорости потока при продувке полномасштабной модели ЗВТУ-100 при $T = 300$ К и $V_{ветра} = 15$ м/с (скорость потока в зоне турбины: осредненная по площади $V = 49,02208$ м/с, среднемассовая $V = 49,20927$ м/с)

Из представленных исходных данных и результатов продувки можно вычислить, что кинетическая энергия набегающего потока воздуха равна:

$$K = qS_o V^3/2 = 1,225 \cdot 84,9 \cdot 15^3/2 = 175\,504 \text{ Дж/с.}$$

А кинетическая энергия воздушного потока в рабочей зоне турбины равна:

$$K = qS_p V^3/2 = 1,225 \cdot 10,78 \cdot 49,02^3/2 = 777\,759 \text{ Дж/с,}$$

что в 4,43 раза больше кинетической энергии набегающего потока воздуха.

Полученный эффект и порядок его значения был спрогнозирован несколько лет назад, однако получить подтверждение ожидаемого результата удалось недавно [6, 7].

Если обратить внимание на результаты, представленные на рис. 5, которые характеризуют поведение статической температуры, то можно увидеть её падение в локальной зоне турбины более чем на 1 градус.

Продувка модели показала, что количество (объём) преобразованной внутренней энергии Q больше, чем кинетическая энергия



Рис. 5 Изменение температуры потока при продувке полномасштабной модели ЗВТУ-100 ($V_{ветра} = 15$ м/с)

К набегающего потока. С наличием данного факта можно считать доказанным, что система ЗВТУ - термодинамическая машина. При КПД электрогенерирующей системы 0,9 и КПД турбины - 0,18, реальная электрическая мощность, которая может быть снята при скорости ветра 15 м/с, составит 126 кВт.

Достижимый параметр электрической мощности 126 кВт, отнесённый к кинетической мощности набегающего потока, равной 175,5 кВт, даёт общий итоговый КПД = 0,718, что по факту выше ограничения Жуковского-Бетца и совпадает с предварительными расчётами, а это означает, что электрическая мощность 100 кВт может быть достижима при скорости набегающего воздушного потока менее 15 м/с.

ЗВТУ преобразует кинетическую энергию воздушного потока в механическую энергию с коэффициентом от 2 до 15 раз для последующей трансформации в электрическую энергию. Габарит вращающейся части ЗВТУ в 10 раз меньше традиционных ВЭУ, а удельная мощность на единицу массы больше от 2 до 8 раз. Отсутствуют ограничения по скорости ветра и местам размещения (в том числе, на технических этажах высотных зданий), превосходно соответствует идее улучшения экологической ситуации в мегаполисах, не оказывает воздействия на локационные системы и связь. Средний уровень шума вращающихся узлов находится на уровне естественного фона, а полное отсутствие инфразвуковых частот гарантирует безопасную среду обитания для людей, животных и птиц.

Международные ожидания ветровых термодинамических машин

При внешней схожести и близком научном подходе, компанией FloDesign в Массачусетском технологическом институте создана аналогичная по дизайну ветротурбина закрытого типа, отличающаяся способами ускорения воздушного потока и преобразования энергии вращения в электрическую. При анализе ветряных турбин считается, что важны только кинетическая энергия и энергия давления. Тем не менее, неоднократно были выдвинуты предположения в отношении концепций ветряных турбин, которые используют другие источники энергии, включая тепловую. Однако эффективная "зеленая" разработка FloDesign упорно блокируется энергетическим лобби США.

При этом по информации от лидирующей ветроэнергетической компании USA Round Robin "Ветровая промышленность пережила системные преждевременные отказы компонентов турбины в течение последних лет. Неудачи сопутствуют в увеличении размера турбины, особенно в крупных компонентах трансмиссии, т.е. главный вал, коробка передач и генератор в эксплуатации стали чрезвычайно дорогими. Это повышает стоимость энергии ветра, снижение долгосрочной надёжности привода является критическим".

Учитывая, что коробка передач является наиболее дорогостоящим компонентом ветротурбинной трансмиссии для поддержания в течение регламентированного 20-летнего проектного срока эксплуатации ветровой турбины без капремонта, Национальная лаборатория возобновляемой энергии (NREL), созданная для проведения глобальных энергетических исследований в интересах решения энергетических проблем США, приступила к задаче выявления причин и условий нагружения, приводящих к преждевременным отказам редукторов ветровых турбин в течение первых 5 - 10 лет эксплуатации.

Одним их эффективных путей решения конструкционно-технологических проблем традиционных тихоходных ВЭУ лопастного типа является создание термодинамических машин, которое ведётся давно и в разных странах. Среди фирм, получивших неплохой результат, стоит отметить FloDesign, USA (рис. 6), Optiflame Solutions, Сколково - РФ (рис. 7) и Kyushu University, Япония (рис. 8).

Не вдаваясь в технические особенности, можно сделать вывод, что разработчики идут по пути усовершенствования концепции, которая имеет общее определение "винт в кольце". FloDesign использует кольцо для образования горизонтального вихря и создания



Рис. 6 ЗВТУ компании FloDesign

Рис. 7 ЗВТУ компании Optiflame Solutions

Рис. 8 ЗВТУ компании Kyushu University

сопротивления вокруг зоны пропеллера. Optiflame Solutions использует кольцо для небольшого ускорения воздушного потока на концах лопаток турбины. Kyushu University использует кольцо для образования вертикального воздушного вихря с целью увеличения сопротивления вокруг зоны пропеллера. При внешней схожести технологии принципиально различны, но концепция ЗВТУ отличается от них существенно.

Независимая оценка научно-технологических перспектив ЗВТУ

Научно обоснованная прогнозная рецензия на технологию ЗВТУ от лидера мирового экспертного сообщества в сфере альтернативной энергетики Garrad Hassan and Partners опубликована в монографии "Инновации в конструкции ветряных турбин", изданной авторитетной Британской независимой консалтинговой фирмой по возобновляемым источникам энергии [9]. В разделе 10.3.3 Total Energy in the Flow (стр. 238) теоретически обоснована положительная экспертиза технологии ЗВТУ под международной маркой Wind turbine компании Arter Technology.

Поддержана концепция ветряных турбин, которые помимо кинетической энергии и энергия давления используют другие источники энергии, включая тепловую. Автор монографии Peter Jamieson непосредственно участвовал в тестировании экспериментальной конструкции ЗВТУ разработки компания Arter Technology в Москве "с конструкцией воздуховода и ротора, довольно похожей на концепции проектирования газовой турбины, и считает, что обмен тепловой энергией играет определённую роль в производительности системы" (рис. 9).

Дальнейшие выкладки приводятся в обозначениях термодинамических параметров по оригинальному тексту британской монографии:



Рис. 9 Монтаж экспериментальной конструкции ЗВТУ компании Arter Technology: а - иллюстрация из монографии Peter Jamieson, б - фотография из архива А.И. Овчинникова

"Уравнение термодинамической энергии в форме уравнения Бернулли может быть обоснованно расширено, чтобы учесть тепловые параметры без учёта химических и магнитных источников энергии:

$$P + 0,5\rho U^2 + Q + \rho gh = \text{const} \quad (5)$$

где Q - внутренняя энергия на единицу объёма. Аналогично стандартной ветряной турбине с открытым потоком, закрытая конструкция может быть проанализирована по методике "Гаррад Хассан", но с учётом влияния "тепловой внутренней энергии".

Уравнение (5) без учёта гравитационной потенциальной энергии может быть переформатировано с использованием отношения удельных теплот потерь воздуха ρ перед плоскостью ротора:

$$((\gamma/(\gamma - 1)) P_0/\rho_0 + U_0^2/2 = ((\gamma/(\gamma - 1)) P_{1d}/\rho_1 + U_1^2/2 \quad (6)$$

Ниже по потоку от плоскости ротора:

$$((\gamma/(\gamma - 1)) P_0/\rho_2 + U_2^2/2 = ((\gamma/(\gamma - 1)) P_{1d}/\rho_1 + U_1^2/2 \quad (7)$$

Индексы 0, 1 и 2 обозначают, соответственно, 0 - поток источника с подветренной стороны, 1 - плоскость ротора и 2 - места дальнего следа. P_{1d} - статическое давление в плоскости ротора на стороне выше по потоку, а P_{1d} - соответствующее статическое давление в плоскости ротора на стороне ниже по потоку.

Затем, учитывая идеальный невязкий адиабатический рабочий случай, когда скорость окружающего ветра составляет 9,6 м/с в плоскости ротора и 3 м/с в дальнем следе, изменение температуры в плоскости ротора может быть рассчитано как $\Delta T = 0,125^\circ\text{C}$. Изменение кинетической энергии на килограмм массового расхода составляет:

$$0,5 \cdot (U_0^2 - U_2^2) = 0,5 \cdot (9^2 - 3^2) = 36 \text{ J/kg} \quad (8)$$

С учетом удельной теплоты воздуха C_v при постоянном объёме, изменение внутренней тепловой энергии равно:

$$C_v \cdot \Delta T / \rho = 714 \cdot 0,125 / 1,225 = 73 \text{ J/kg} \quad (9)$$

Вывод компетентной компании Garrad Hassan and Partners:

"Почти шокирующе осознавать, что это в два раза больше! Не очевидно, как все это можно использовать при работе ветряной турбины, учитывая чрезвычайно низкую эффективность цикла Карно любого теплового двигателя, работающего при разнице температур в доли градуса. Тем не менее ... подтверждается, что часть этой энергии доступна в качестве дополнительной работы".

Компания Garrad Hassan and Partners, лидер международного экспертного сообщества в сфере альтернативной энергетики, подтвердила теоретическую обоснованность и актуальность научной гипотезы авторов концепции экобезопасного термодинамического ускорения воздушного потока в Закрытых ветровых турбинных установках - профилированных по Лавалю компактных конфузурно-диффузорных системах (турбинах), что, по сути, является "научным открытием в области свойств объектов материального мира (ветровых турбин), ранее не установленное и доступное проверке".

Цитируемые экспертные материалы настоящие эксперты раздела с благодарностью получены при содействии Международного профессионального сообщества Open Energy Information.

Преимущества и достоинства термодинамической машины ЗВТУ

Несмотря на то, что более четверти века ангажированные "аналитики" и "эксперты" природно-возобновляемой ветроэнергетики (ВЭУ) прикладывают заметные усилия в системном противостоянии коммерциализации новых фундаментальных научных знаний в сфере "зеленой ветрогенерации", практические стендовые исследования режимов, а также математическое и полунатурное моделирование экспериментальной установки ЗВТУ-100 продемонстрировали её существенные системно-инновационные индустриально-эксплуатационные достоинства:

Экологические преимущества:

- Возможность установки в жилой зоне.
- Низкий уровень шума, отсутствие инфразвуковых колебаний.
- Не экранирует радиоволны, не создает радиопомех.
- Не является визуальным раздражителем.
- Использование в заповедных и парковых зонах, минимальное влияние на ландшафт.

Индустриальные достоинства:

- Высокая удельная мощность относительно массогабаритных характеристик.
- Отсутствие сателлитного редуктора.
- Конвейерное узловое производство.
- Отсутствие негабаритных деталей, требующих ручного труда.
- Простота промышленного освоения, ремонтнопригодность.

Экономические преимущества:

- Низкие эксплуатационные расходы.
- Низкая себестоимость производства и доступные материалы.
- Длительный срок эксплуатации без капитального ремонта и замены деталей.
- Возможна безмачтовая установка.
- Пакетная масштабируемость без увеличения пространства.

Эксплуатационные преимущества:

- Детальная и узловая многофункциональность, отсутствие паразитных элементов.
- Отсутствие предельных динамических нагрузок.
- Эксплуатация при скорости ветра более 25 м/с, при порывах, вихрях и турбулентности.
- Простота и удобство монтажа без уникальной грузоподъемной техники.
- Автоориентация по ветру.
- Универсальные урбанистические и природные дизайнерские пакетные решения ЗВТУ-100 представлены на рис. 10а, б, в.

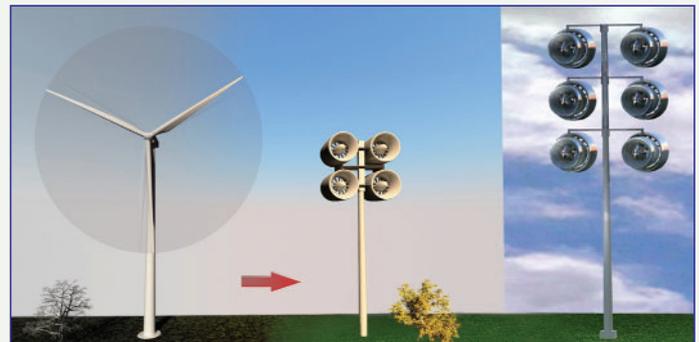


Рис. 10а Пакетная конструкция ЗВТУ-100



Рис. 10б Размещение ЗВТУ-100 в городских условиях



Рис. 10в Размещение ЗВТУ-100 на горных курортах

Вывод

Природно синтезируемая низкопотенциальная распределённая энергия вещества (НпРЭВ) в минеральном и органическом мире планеты оценивается в необъятных объёмах, соизмеримых с кинетической энергией всех его молекул и потенциальной энергией их взаимодействия. Однако, практическое использование НпРЭВ в жизнедеятельности человека ничтожно, несмотря на её неограниченные ресурсы.

Научно обоснованное открытие свойства термодинамического ускорения воздушного потока в закрытых ветровых турбинных установках, по мнению авторов, позволяет утверждать, что термодинамические машины типа ЗВТУ обладают значительным научным и технологическим потенциалом освоения НпРЭВ для преодоления системного энергетического дефицита, порождающего беспрецедентные кризисные проблемы в экономиках Америки, Европы, Азии и Африки.

Освоение НпРЭВ в экологических решениях турбинной ветрогенерации в некоторой степени может быть своеобразной реализацией идеи природного (холодного) ядерного синтеза с его бесконечными возможностями и стать фундаментальной научной целью нашей цивилизации.



Литература

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М. Наука, 1969.
2. Открытие 314 СССР "Явление аномально высокого прироста тяги в газовом эжекционном процессе с пульсирующей активной струей". О.И. Кудрин, А.В. Квасников, В.Н. Челомей // Открытия и изобретения. 1951.
3. Кудрин О.И. Пульсирующее реактивное сопло с присоединением дополнительной массы. Труды МАИ. 1958. Выпуск 97.
4. О.М. Белоцерковский. Численный эксперимент в турбулентности: от порядка к хаосу.
5. Кондрашов Б.М. Струйные энергетические технологии. Прикладная физика. 2005. № 1.
6. Кондрашов Б.М. Принципиально новые - струйные энергетические технологии // Общероссийский научно-технический журнал "Полёт" № 3, 2005 г.
7. К.В. Холщевников. Теория и расчет авиационных лопаточных машин.
8. Л.Д. Ландау, А.И. Китайгородский. Молекулы.
9. Peter Jamieson. Innovation in Wind Turbine Design / UK Strathclyde University. This edition first published © 2018 John Wiley & Sons Ltd.

Связь с авторами: winddinamik@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ. Производство ТВЗ-117 и ВК-2500

В 2021 году компания "ОДК-Климов" выпустила почти 300 двигателей ТВЗ-117 и ВК-2500.

Вертолетный двигатель ТВЗ-117 разрабатывался ленинградским ОКБ им. В.Я. Климова под руководством главного конструктора С.П. Изотова и его заместителя С.В. Люневича. Он успешно прошёл государственные испытания и 31 марта 1972 года (полвека назад!) был подписан соответствующий акт.

Вертолётный двигатель ТВЗ-117 относится к третьему поколению двигателей. При его разработке были применены рациональные приёмы конструирования, новые технологические процессы, снижена металлоёмкость. Впервые в двигателе применили контактные графитовые уплотнения, что позволило вдвое сократить утечки воздуха. Применение поворотных направляющих аппаратов первых четырёх ступеней и входного направляющего аппарата позволило наилучшим образом согласовать работу ступеней компрессора и получить максимальное значение КПД - 86 %, а запас устойчивости поднять до 22 %.

Двигатель предназначался для вертолёта огневой поддержки Ми-24, поэтому его конструировали по соответствующим нормам прочности. ТВЗ-117 создавался по концепции минимальной массы, ставшей

традицией ОКБ еще со времен главного конструктора В.Я. Климова. Газогенератор включал 12-ступенчатый осевой компрессор, кольцевую камеру сгорания и двухступенчатую турбину. Силовая турбина также состояла из двух ступеней.

Двигатель ТВЗ-117 первой серии начал выпускаться с января 1973 года на Запорожском заводе. Вертолёты с этими двигателями по обобщенному параметру технико-экономической эффективности стали в мировой коммерческой эксплуатации лидерами среди вертолётов своего класса.

В начале 2000-х годов в России приняли решение о создании собственного полностью независимого производства вертолётных двигателей на базе ОАО "Климов". Локализацию начали со сборки двигателей с применением украинских комплектующих, и в 2009 году на ОАО "Климов" с их использованием было собрано около 100 двигателей. Полное импортозамещение двигателя завершено в 2015 году.

Глубокая модернизация двигателя ТВЗ-117 обеспечила более высокую топливную экономичность и повышенную мощность. Внедрение цифровой системы автоматического регулирования и контроля двигателя (FADEC) БАРК-78 позволило

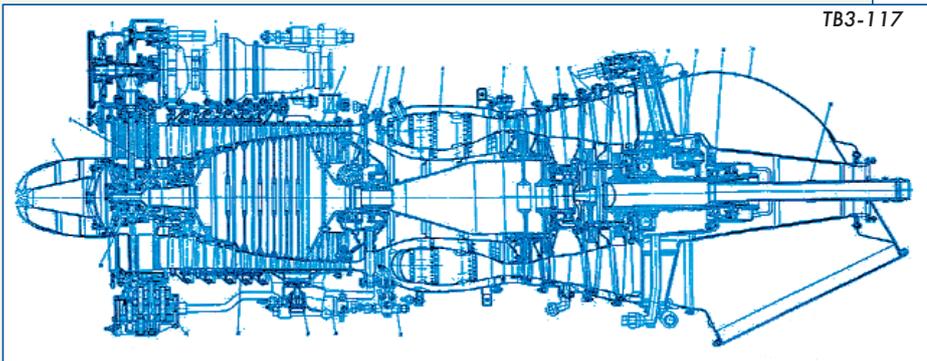
повысить точность управления двигателем, усилить контроль работы на всех режимах, а также упростить его эксплуатацию. Этот двигатель получил название ВК-2500 и большую популярность среди продукции АО "ОДК-Климов". В свою очередь были созданы новые модификации уже этого двигателя - ВК-2500ПС (гражданская версия) и ВК-2500П (военная версия). ВК-2500 имеет чрезвычайный режим мощности 2700 л.с. Масса двигателя - 300 кг, ресурс достигает 9000 часов.

В 2016 году была завершена модернизация двигателя гражданской версии и был получен сертификат на ВК-2500ПС-03, серийное производство которого началось в 2017 году для оснащения вертолёта Ми-171А2.



ВК-2500ПС-03

ТВЗ-117



Продолжается разработка перспективного двигателя ВК-2500М, предназначенного для скоростного вертолёта (до 400 км/ч). Среди основных преимуществ - повышенная мощность при сниженной массе и модульность конструкции.

Сейчас в ОДК-Климов собирают двигатели ТВЗ-117 и ВК-2500 всех моделей и модификаций в кооперации с предприятиями РФ полностью из российских комплектующих.



ЗАРУБЕЖНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЁТОВ

(ЧАСТЬ 5, ПРОДОЛЖЕНИЕ,
НАЧАЛО В ЖУРНАЛЕ "ДВИГАТЕЛЬ" №130-135, 136)

ГЛАВЫ 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 двигателей летательных аппаратов

13. F120

В 1982 г. ВВС США предложили программу "Advanced Tactical Fighter (ATF)", рассчитанную на середину-конец 1990-х гг. В соответствии с этой программой в июле 1986 г. было объявлено начало конкурса на проект истребителя пятого поколения, который должен был заменить F-15 Eagle. В октябре того же года были отобраны две команды - Lockheed/Boeing/General Dynamics и Northrop/McDonnell Douglas, которые в течение 50 месяцев должны были построить по два демонстрационных конкурирующих самолёта. Каждая группа фирм на одном из самолётов должна была установить двигатель Pratt-Whitney YF119, на другом - General Electric YF120 (двигатели также разрабатывались по конкурсной программе).

К 1990 г. каждая команда построила по два прототипа самолётов - YF-22 и YF-23 (рис. 13.1). Опытные истребители не предназначались для эксплуатационных испытаний, на них предстояло отработать наиболее важные технологии.



Рис. 13.1 Самолёты YF-22 и YF-23 на стоянке

Самолёты YF-23 (рис. 13.2) имели различные двигатели и окраску. Именно поэтому первая машина получила прозвище Black Widow II (Чёрная вдова), а вторая - Gray Ghost (Серый призрак).



Рис. 13.2 Пара Northrop YF-23 в испытательном полёте

На первом прототипе (Black Widow II) был установлен двигатель PAV-1 Pratt-Whitney YF119 (рис. 13.2), на втором (Gray Ghost) - PAV-2 General Electric YF120 (рис. 13.3, 13.4).

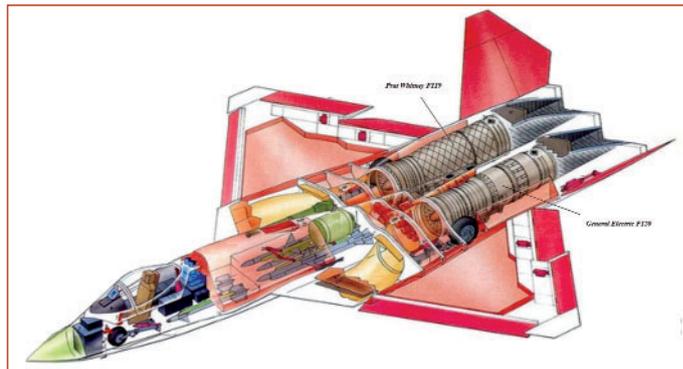


Рис. 13.3 Схема расположения двигателей Pratt-Whitney YF119 и General Electric YF120 на прототипе YF-23

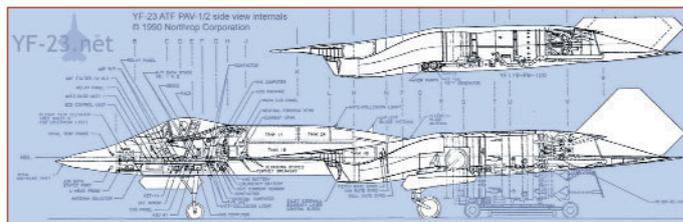


Рис. 13.4 Схема компоновки двигателей YF119 и YF120 на самолёте YF-23

Первым на лётные испытания поступил опытный истребитель Northrop/McDonnell Douglas YF-23 с двигателями YF119, поднявшийся в воздух 27 августа 1990 г. Опытный Lockheed/Boeing/General Dynamics YF-22, оснащённый двигателями YF120, взлетел 29 сентября того же года (рис. 13.5). Самолёт YF-23 № 2 с двигателями YF120 совершил первый полёт 26 октября 1990 г., а второй истребитель YF-22 Lightning II с двигателями YF119 - 30 октября.



Рис. 13.5 Самолёт YF-22

Первые полёты на сверхзвуковой скорости без использования форсажной камеры эти самолёты совершили: YF-23 с двигателем Pratt-Whitney 18 сентября 1990 г., достигнув при этом скорости, равной 1700 км/ч ($M = 1,43$), и YF-23 с двигателями General Electric - 29 ноября 1990 г. при скорости 1900 км/ч ($M = 1,6$) [111, 112, 116, 121 - 124].

Оба YF-23 были построены в соответствии с техническим заданием ВВС США. Они выполнили 50 испытательных полётов, общей длительностью 65,2 часа.

Победителем конкурса в апреле 1991 г. был признан YF-22 с двигателями Pratt-Whitney F119-PW-100.

YF-23 обладал лучшими скоростными характеристиками и лучшей малозаметностью, однако YF-22, благодаря двигателю с управляемым вектором тяги, отличался высокой маневренностью. Он также рассматривался в качестве палубного истребителя.

Проигравшие конкурс самолёты YF-23 без двигателей были переданы исследовательскому центру NASA на авиабазу Эдвардс (Edwards AFB) в штате Калифорния. Оба самолёта находились на хранении до середины 1996 г., после чего были переданы в музей. YF-23 Black Widow II в настоящее время выставлен в Национальном музее ВВС США в Дейтоне, штат Огайо. Второй прототип - Gray Ghost (рис. 13.6) в 2004 г. был передан в аренду "Western Museum of Flight".



Рис. 13.6 YF-23 Gray Ghost в музее Western Museum of Flight: а - внешний вид; б - воздухозаборник; в - сопло

Таблица 13.1

Основные параметры самолёта YF-23 [121 - 123]	
Самолёт	YF-23
Разработчик	Northrop/McDonnell Douglas
Первый полёт, г.	1990
Изготовлено, шт.	2
Масса пустого, кг	14 970
Максимальная взлётная масса, кг	29 000
Масса боевой нагрузки, кг	10 370
Силовая установка	2 x ТРДДФ General Electric YF120
Максимальная скорость, км/ч	2300 (M = 2,2)
Боевой радиус, км	720
Потолок, м	22 680
Практическая дальность с ПТБ, км	2345

Как показали испытания, характеристики самолётов YF-22 и YF-23 с двигателями YF120 были лучше, чем у YF-22 и YF-23 с YF119. Однако ВВС США посчитали, что YF120 имеет более высокие технические риски и более высокие затраты на разработку, чем YF119. В итоге они отказались от YF120 и выбрали YF119.

Отличительной особенностью двигателя YF120 является то, что в нём было применено инновационное решение - изменяемый рабочий цикл (Variable Cycle Engine - VCE).

13.1 Концепция двигателя изменяемого цикла

Идея двигателя изменяемого цикла (VCE) возникла в начале 1960-х гг. и впервые широко обсуждалась в 1976 г. на конференции Консультативной группы по аэрокосмическим исследованиям и разработкам (Advisory Group for Aerospace Research and Development - AGARD) под названием "Двигатели с изменяемой геометрией и многоцикловые двигатели" [125].

Организация AGARD, которая существовала с 1952 по 1996 гг., была основана как агентство Военного комитета НАТО (Agency of the NATO Military Committee) с целью "объединить ведущих специалистов стран НАТО в области науки и техники, относящейся к авиакосмической отрасли".

В 1958 г. Теодор фон Карман (Theodore von Karman) провозгласил: "Целью AGARD было побудить европейские страны самостоятельно разрабатывать военные технологии вместо того, чтобы полагаться на оборонную промышленность США, которая делает это за них".

AGARD была одной из первых организаций НАТО, которая начала сотрудничать с Россией в области взаимного обмена информацией, касающейся безопасности полётов.

AGARD объединилась с Группой оборонных исследований НАТО (Defence Research Group - DRG) в 1996 г. и стала Научно-технической организацией (Research and Technology Organisation - RTO) [126].

Разработка таких двигателей вызвана необходимостью поддержания высокой экономичности (снижение удельного расхода топлива на крейсерском режиме может достигать 8 %) многоцелевых (многорежимных) боевых самолётов и перспективных сверхзвуковых пассажирских и служебных самолётов. Как известно, требование обеспечения низкого значения удельного расхода топлива при сверхзвуковом полёте достигается малым значением степени двухконтурности ТРДД, а экономичный полёт на дозвуковой скорости реализуется при относительно высокой величине степени двухконтурности (рис. 13.7) [137, 138].

Конструктивная схема таких двигателей позволяет варьировать степень двухконтурности путём управления параметрами рабочего процесса.

ТРДД с изменяемой степенью двухконтурности позволяют снизить уровень шума при взлёте. Рабочий цикл ТРДД с изменением степени двухконтурности остаётся прежним, меняется лишь соотношение количества воздуха, проходящего по его контурам.

На рисунке 13.8 показана хронология развития концепции VCE, разработанная General Electric в сотрудничестве с вооружёнными силами США и NASA [127].

На первом этапе создания VCE проводилось исследование компрессора с регулируемым расходом воздуха (Variable Pumping Compressor - VAPCOM), разработанного General Electric.

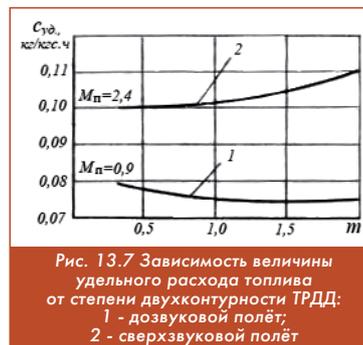


Рис. 13.7 Зависимость величины удельного расхода топлива от степени двухконтурности ТРДД: 1 - дозвуковой полёт; 2 - сверхзвуковой полёт



Рис. 13.8 Хронология развития концепции двигателя переменного цикла

При необходимости VAPCOM может преобразовать турбовентиляторный двигатель с малой степенью двухконтурности в турбореактивный. Во время сверхзвукового крейсерского режима полёта и режима максимальной тяги клапаны 1, расположенные в проточной части за вентилятором, почти полностью закрыты и воздух направляется в компрессор, превращая двигатель в ТРД (рис. 13.9). Небольшой поток утечки может проходить в канал наружного контура и внешнее сопло. На дозвуковом режиме клапаны полностью открыты и степень двухконтурности ТРДД увеличивается от 0 до 1,0. В этом случае при значительных изменениях расхода воздуха из-за потерь может снижаться к.п.д. компрессора. Конструкция относительно сложная и тяжёлая [128].

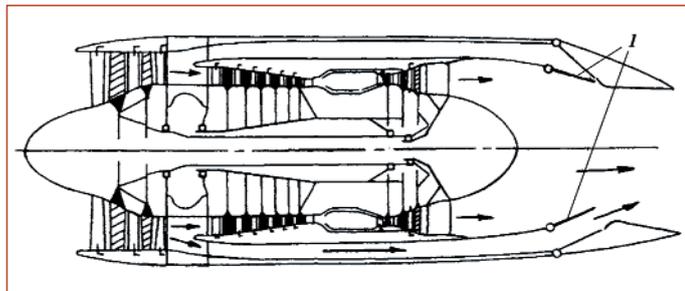


Рис. 13.9 Схема двигателя с регулируемым расходом воздуха в наружном контуре

Разработанный General Electric в 1960 г. двигатель гибкого цикла (Flex Cycle), имел ту же цель, что и VAPCOM, но достигал её другим способом. На рис. 13.10 показана схема двигателя с гибким циклом. В наружном контуре расположена вторая камера сгорания, а на валу вентилятора - две отдельные турбины 2 и 3. При этом турбина 4 находится за смесителем 3. На турбину высокого давления 1 газ поступает из основной камеры сгорания. При дозвуковом режиме полёта вторая камера сгорания, находящаяся в наружном контуре, выключена, работает только основная камера. Двигатель работает в режиме значительной степени двухконтурности. При сверхзвуковом полёте работает вторая камера сгорания, а основная камера либо полностью выключена, либо работает с малым расходом топлива. В этом случае вентилятор приводится только от турбины 4. Конструкция двигателя с двумя камерами сгорания очень сложна и тяжёлая. Добавление ещё одной камеры сгорания также усложняет работу системы регулирования.

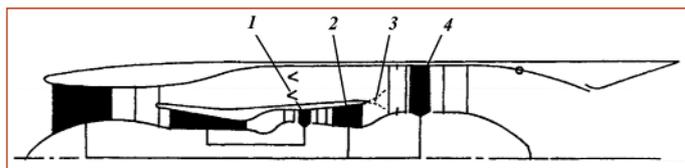


Рис. 13.10 Схема двигателя гибкого цикла

В 1973 г. была разработана схема двигателя расширенного цикла (Turbo Augmented Cycle Engine - TACE) в виде комбинации турбовентиляторного и турбореактивного двигателей. Как показано на рис. 13.11, эта конструкция состояла из двух отдельных двигателей, соединенных набором переходных газо- и воздухопроводов. Передний двигатель представляет собой двухроторный ТРДД. Задний - однороторный ТРД, который действует как усилитель потока наружного контура ТРДД при создании большой тяги. При дозвуковом режиме полёта задний турбореактивный двигатель отключается, и потоки внутреннего и наружного контуров ТРДД, смешиваясь в общем канале, окружающем задний турбореактивный двигатель, выпускаются через внешнее сопло. Для сверхзвукового или максимального режима включается задний турбореактивный двигатель, воздух в который поступает из внешнего контура ТРДД. Горячий поток газа из внутреннего контура турбовентиляторного двигателя обтекает задний турбореактивный двигатель и выпускается через внешнее сопло.

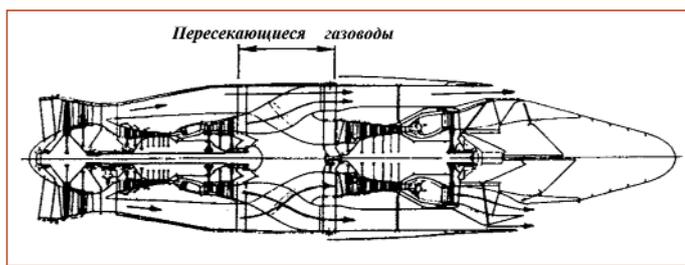


Рис. 13.11 Схема двигателя расширенного цикла

Компания General Electric в 1973 г. представила систему изменяемой степени двухконтурности (Modulating Bypass - MOBY) в ответ на "растущую озабоченность по поводу утечки" (рис. 13.12). В конструкции удалось минимизировать утечки при небольшой по-

тере мощности и обеспечить значительную экономию топлива, однако в целом она была весьма сложной [128]. Тем не менее, система MOBY послужила основой для других конструкций двигателей с двойной степенью двухконтурности, исследуемых по программе Adaptive Versatile Engine Technology (ADVENT). Это программа разработки эффективного авиационного двигателя с адаптивным циклом или двигателя с переменным циклом для военных самолётов следующего поколения. Как показано на рис. 13.12, двигатель MOBY представлял собой двигатель с двойной степенью двухконтурности, состоящий из трёх контуров и дополнительной камеры сгорания в одном из них [129]. Эта камера не включалась во время работы на режиме дозвуковой скорости полёта. Но, как и в случае с другими VCE, рассмотренными ранее, эта концепция была слишком сложной, чтобы её можно было развивать в дальнейшем.

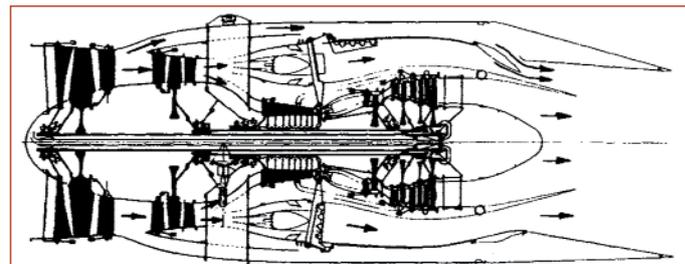


Рис. 13.12 Схема системы изменяемой степени двухконтурности (MOBY)

Необходимость в выравнивании статического давления в плоскости смешения (сразу после турбины низкого давления) была устранена путём отдельного регулируемого сопла для каждого потока, как в двигателе MOBY в 1974 г. Эта значительная сложность была уменьшена в 1976 г. введением дополнительного инжектора с регулируемым проходным сечением (Variable Area Bypass Injector - VABI) в плоскости смешения за турбиной низкого давления. Основной характеристикой, определяющей точку согласования в обычном двухконтурном турбовентиляторном двигателе (Mixed-Flow Turbofan Engine - MFTF), является баланс статического давления в плоскости смешения. То есть, когда двигатель дросселируется, изменение степени двухконтурности определяется балансом статического давления. Если сделать области смешения изменяемыми, то возможен более широкий диапазон точек совпадения. VABI позволяет контролировать и регулировать зоны вторичного и первичного потоков (поддерживая постоянным суммарный расход газа), чтобы настроить точку согласования двигателя. VABI также позволяет в некоторой степени "удерживать поток воздуха", посредством чего тяга может быть уменьшена при поддержании постоянного расхода воздуха в двигателе. Это минимизирует зависящие от дроссельной заслонки потери из-за утечки на входе.

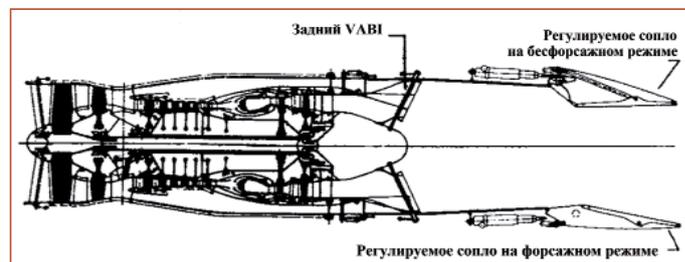


Рис. 13.13 Схема двигателя с задним регулированием площади внешнего контура

Вскоре после определения потенциалов настройки цикла заднего регулирования проходного сечения по принципу VABI (рис. 13.13) стало очевидно, что этот же принцип может быть применён к внутреннему и внешнему потокам (двойному разделению потоков) VCE, что привело к значительному упрощению этой концепции цикла [133]. На рис. 13.14 показана схема потенциально VCE с двойным разделением потоков, который имеет как задний, так и передний VABI первого поколения. При этом видно, что

здесь имеется только один общий канал и единое выхлопное сопло. Этот улучшенный VCE с дожиганием смешанного потока в форсажной камере имел значительное преимущество в увеличении тяги по сравнению с МОВУ VCE с раздельным дожиганием, при этом сохранялась большая часть потенциала оптимизации производительности одного газогенератора с двумя положениями регулируемого сопла.

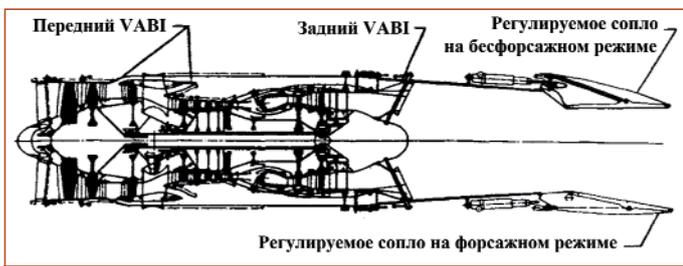


Рис. 13.14 Схема двигателя с передним и задним разделением потоков

В 1972 г. NASA инициировало исследовательские программы по определению требуемой двигательной системы и технологий, необходимых для экологически приемлемого сверхзвукового пассажирского самолёта [134].

Исследования технологии сверхзвуковой двигательной установки в General Electric привели к выбору концепции двигателя с переменным циклом VCE.

В соответствии с контрактами исследовательского центра Льюиса (NASA Lewis Research Center), компания General Electric провела исследование передовых технологий сверхзвуковых двигательных систем (Advanced Supersonic Propulsion System Technology Studies - AST). Используя предшествующий опыт, General Electric, рассмотрев схемы двигателей обычного и переменного циклов, сосредоточилась на концепции цикла с двойной степенью двухконтурности (Double Bypass Engine - DBE) с использованием модифицированного двигателя YJ101 (рисунок 13.15). Вентилятор был разделён на два блока 1 и 2, между которыми установлен клапан перепуска 3. За вторым блоком расположен клапан 4 наружного контура.

Когда клапан 3 закрыт, двигатель работает в режиме ТРДД. Количество воздуха, проходящего через внешний контур, регулируется створками 5, положение которых обеспечивает получение минимального значения степени двухконтурности на режиме сверхзвукового полёта. Для согласования частоты вращения роторов высокого и низкого давления, используются регулируемые сопловые аппараты турбин компрессора и вентилятора.

При открытом клапане 3 реализуется концепция двойной двухконтурности: оба блока вентилятора обеспечивают подачу воздуха во внешний контур, способствуя увеличению степени двухконтурности. При этом клапаны 3 и 4 настраиваются на обеспечение максимального расхода воздуха через первый блок вентилятора 1, что обеспечивает требуемое соотношение низкого уровня шума реактивной струи и взлётной тяги.

Предполагалось, что двигатель с переменным циклом будет обладать характеристиками, подходящими для устойчивого сверхзвукового крейсерского полёта.

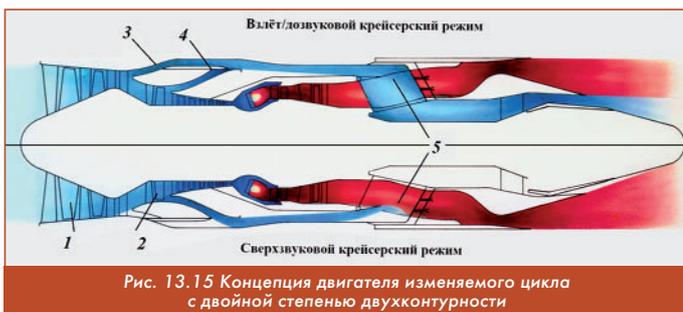


Рис. 13.15 Концепция двигателя изменяемого цикла с двойной степенью двухконтурности

14. GE21 с изменяемым рабочим процессом

Конструктивная схема первых разработок двигателя изменяемого рабочего процесса GE21 показана на рисунках 14.1 и 14.2.

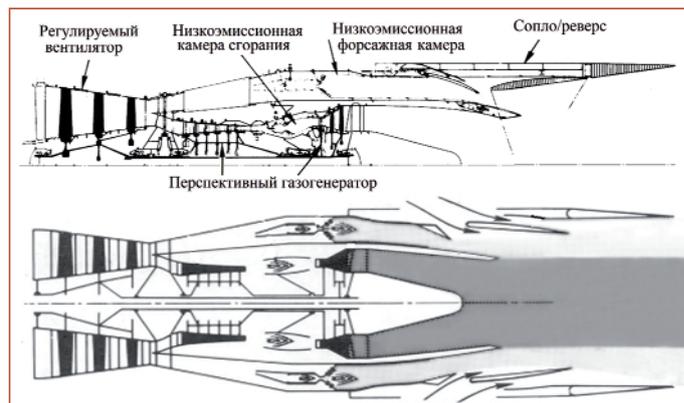


Рис. 14.1 Конструктивная схема двигателя изменяемого рабочего процесса GE21

В результате был спроектирован AST VCE GE21/J11B3 - двухроторный турбовентиляторный двигатель с низкой (0,35...0,4) степенью двухконтурности и низкотемпературной дополнительной камерой сгорания, предназначенный для сверхзвукового ($M_p = 2,4$) крейсерского полёта пассажирского самолёта (Supersonic Cruise Aircraft Research - SCAR) (рисунок 14.2) [20, 134, 135]. Форсажный режим использовался только для трансзвукового набора высоты и ускорения. В условиях взлёта степень двухконтурности должна была более чем вдвое превышать её значение для сверхзвукового крейсерского полёта, что обеспечивало приемлемый уровень шума и скорости полёта.

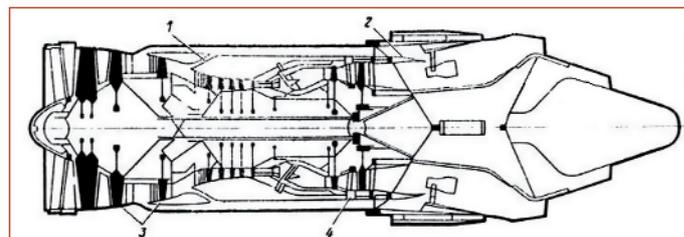


Рис. 14.2 Схема двигателя GE21/J11B3 с изменяемым рабочим процессом (ДИРП):
1 - передний элемент проточной части внешнего контура с регулируемой площадью проходного сечения;
2 - задний элемент внешнего контура с регулируемой площадью;
3 - вентилятор с регулируемым направляющим аппаратом, разделённый на два каскада;
4 - регулируемый сопловой аппарат турбины вентилятора

Некоторые расчётные параметры двигателя GE21/J11B3 для взлётного и крейсерского режимов приведены в таблице 14.1 [20, 134 - 136, 139, 140].

Таблица 14.1

Некоторые расчётные параметры двигателя GE21/J11B3		
Параметры	Взлётный режим	Крейсерский режим
Гв, кг/с	381	-
m	0,8	0,35...0,4
π_{Σ}	17,3	-
π_{Σ} I блок	3,2	2,7
π_{Σ} II блок	1,2	1,5
π_{Σ}	4,0	4,0
$T_{\text{в}}$, К	1800	1700
$T_{\text{ф.к.}}$	1038...1300	-
Скорость реактивной струи, м/с	750	744
Год начала модельных испытаний	1979	1979

Сравнение ДИРП GE21/J11B3 с ТРДФ GE4/J6H (см. раздел 5), предназначенным для СПС-II с $M_{кр} = 2,4$, при условии одинакового уровня их взлётного шума, показало, что удельный расход топлива GE21/J11B3 может быть меньше удельного расхода топлива GE4/J6H на сверхзвуковом крейсерском режиме на 9 %, а при $M_{кр} = 0,95$ - на 22 %. Масса ДИРП GE21/J11B3 в этих условиях будет меньше на 25 %.

Особенности конструкции двигателя GE21/J11B3 [20, 134-136, 139, 140].

Вентилятор двухкаскадный с регулируемым направляющим аппаратом и с внешним обводным каналом между каскадами. Обычный канал наружного контура начинается за вторым каскадом вентилятора. На взлётном режиме первый каскад обеспечивает максимальный расход воздуха для снижения уровня шума, а второй каскад - требуемое соотношение тяги и шума. В дозвуковом крейсерском полёте первый каскад обеспечивает согласование характеристик двигателя и воздухозаборника, а второй создает нужный уровень тяги, при этом уменьшаются потери на входе и донное сопротивление. На режимах взлёта и сверхзвукового полёта воздух из первого каскада полностью направляется во второй каскад, т.е. двигатель работает, как ТРДДФ с $m = 0,35$. Лопатки вентилятора изготовлены из композитных материалов.

Камера сгорания двужонная, с пониженным выбросом загрязняющих веществ (рис.14.3). Выброс NO_x при сверхзвуковом крейсерском полёте должен быть значительно уменьшен, чтобы достичь величины 3 г на 1 кг топлива и соответствовать требованиями программы CIAP (Climatic Impact Assessment Program).

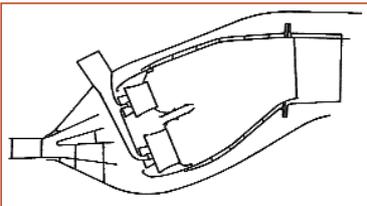


Рис. 14.3 Схема двужонной кольцевой камеры сгорания

Турбина компрессора - одноступенчатая.

Турбина вентилятора - одноступенчатая с регулируемым сопловым аппаратом.

Форсажная камера - общая, низкотемпературная, с небольшой степенью форсирования работает только во время трансзвукового разгона и набора высоты. $T_{ф.к.} = 1300K$.

Реактивное сопло - с центральным телом и перевернутым профилем скоростей реактивных струй, что упрощает систему шумоглушения. Как показали статические испытания, при использовании подобного сопла можно выполнить требования FAR.36 (Federal Air Regulation Part.36 Noise Level) по шуму. Однако в полётных условиях, возможно, потребуется дополнительная система с механическим шумоглушением эффективностью 5...10 EPNдБ.

Эта выпускная система была относительно сложной и, следовательно, тяжёлой. Для управления различными движущимися элементами, необходимыми для соответствия всем режимам работы - крышкой реверса, створками А8 и А9, внешним и внутренним смесителями, подвижным элементом шумоглушителя и шумоглушителем, использовалось семь исполнительных систем (рис. 14.4) [139].

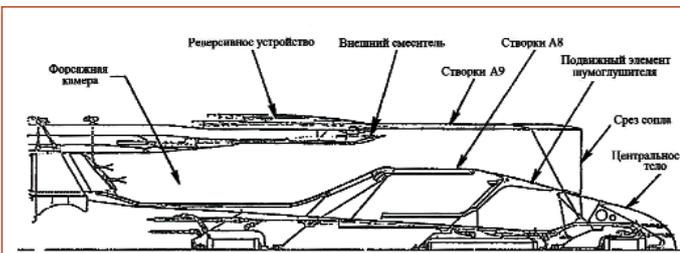


Рис. 14.4 Конструктивная схема выходного устройства модификации двигателя GE21/J9 [140]

Система управления - электронно-цифровая FADEC (Full Authority Digital Electronic Control), объединённая с самолётной системой управления. Число регулируемых параметров ДИРП GE21/J11B3 более чем в два раза превышает их число в двигателе обычной схемы.

В процессе проектирования двигателя-демонстратора были рассмотрены два варианта схемы размещения подшипниковых узлов роторов и определены их динамические характеристики (рис. 14.5). Базовой была подшипниковая схема YJ101/F404.

Увеличенное расстояние между точками крепления двигателя в результате размещения вентилятора второго каскада перед

средней опорой потребовало установки межвального подшипника № 2 ротора низкого давления.

Динамический анализ показал, что опасный прогиб ротора низкого давления имел место в рабочем диапазоне его оборотов (9351 об/мин). Для устранения этого явления, а также для снижения чувствительности к резонансу вентилятора с приводом от ротора высокого давления, возникающего при запуске, был введён дополнительный радиальный подшипник на роторе высокого давления, а радиальный подшипник № 2 был установлен в корпусе опоры упорного подшипника № 3 как межвальный между роторами высокого и низкого давления.

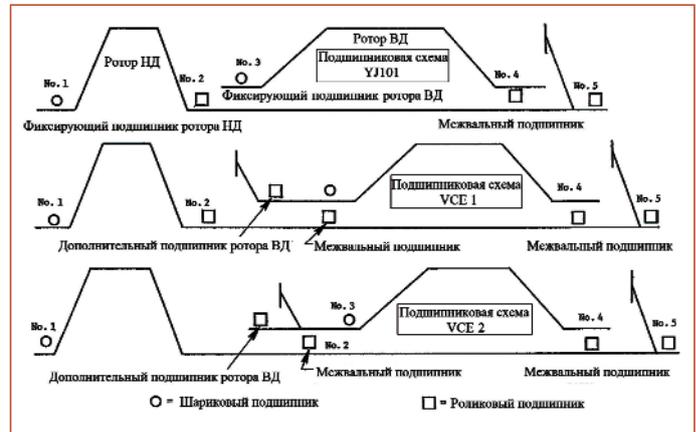


Рис. 14.5 Схемы вариантов размещения роторных подшипников проектируемого двигателя

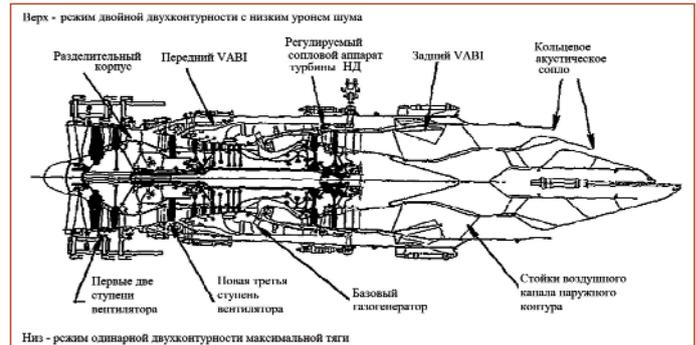


Рис. 14.6 Конструктивная схема двигателя GE21/J9

Расчётные параметры одной из версий двигателя с изменяемым рабочим циклом и двойной степенью двухконтурности (GE21/J9) приведены в таблице 14.2 [140].

Таблица 14.2

Некоторые параметры двигателя GE21/J9	
Применение	Демонстратор
Двигатель	GE21/J9
$P_{ф.к.}$, кН (кгс)	273,107 (27 836)
$C_{уд.ф.}$, кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	-
$P_{взл.}$, кН (кгс)	-
$C_{уд.взл.}$, кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	-
$C_{уд.кр.}$, кг/кН·ч (кг/кгс·ч)	-
$G_{в.}$, кг/с	408...496
$T_{f макс.}$, К	1811
$T_{fкр. свехзв.}$, К	1755
m	-
$\pi_{к\Sigma}$	22,5
$\pi_{в}$	4
$n_{ВД}/n_{НД}$, об/мин.	14 767 / 9351
$M_{двр}$, кг	5965
$L_{двр}$, м	8,151
$D_{двр}$, м	2,144
$D_{вх}$, м	-
Год стендовых испытаний	1980

как по отдельности, так и совместно.

Проводилось исследование аэродинамических характеристик блока вентиляторов как в режимах работы с одинарной, так и с двойной степенью двухконтурности. Оценивалась производительность вентиляторного блока третьей ступени с приводом от ротора высокого давления и проверялись аэромеханические характеристики вентилятора и компрессора низкого давления при различных условиях на входе. Испытания проводились с имитацией перехода от взлётного режима к дозвуковому крейсерскому.

Полное испытание систем двигателя проведено на открытом акустическом стенде на военно-воздушной базе Эдвардс (Edwards Air Force Base), штат Калифорния.

На рисунке 14.7 представлена аэрофотосъёмка испытательного полигона Эдвардс, сделанная во время акустического испытания VCE, а на рисунке 14.8 показан двигатель VCE на стенде в Эдвардсе.

(Продолжение следует.)



Рис. 14.7 Испытательный полигон на военно-воздушной базе Эдвардс

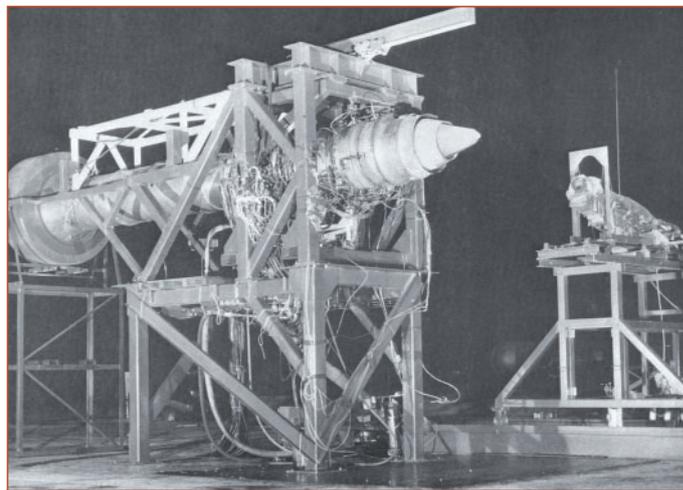


Рис. 14.8 Двигатель VCE на стенде

Список использованных источников информации

20. Иностранные авиационные двигатели. - М.: Изд-во ЦИАМ, вып. 9. 1981. - 298 с.
111. Aviation Gas Turbine Forecast. April 2012. https://www.forecastinternational.com/Archive/disp_pdf.cfm?DACH_RECNO=901.
112. General Electric YF120. <http://ru.knowledgr.com/02080713/GeneralElectricYF120>.
116. General Electric YF120. https://military.wikia.org/wiki/General_Electric_YF120.
121. Northrop/McDonnell Douglas YF-23. https://ru.wikipedia.org/wiki/Northrop/McDonnell_Douglas_YF-23.
122. Американский многоцелевой истребитель F-23 Black Widow II. <https://topwar.ru/22855-amerikanskiy-mnogocelovoy-istrebitel-f-23-black-widow-ii.html>.
123. Военные технологии - YF-23 (Black Widow II). <http://ammokor.ucoz.ru/index/0-272>.
124. F-22 "Raptor". История создания. <https://warinform.ru/News-view-250.html>
125. AGARD. Variable Geometry and Multicycle Engines. / AGARD Conference No. 205, Paris, Frankreich, 1976.
126. Advisory Group for Aerospace Research and Development. <https://en.wikipedia.org/wiki/AGARD>.
127. Johnson J.E. Variable Cycle Engine Concepts. / AGARD PEP Symposium - Advanced Aero-Engine Concepts und Controls, Seattle, USA, 1995.
128. Simmons R.J. Design and Control of a Variable Geometry Turbofan with an Independently Modulated Third Stream. MS Thesis, Ohio State University, Ohio, OH. 2009.
129. Murthy S.N.B., Curran E.T. Developments in High-Speed Vehicle Propulsion Systems. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1996.
133. Murthy S.N.B., Curran E.T. Developments in High-Speed Vehicle Propulsion Systems. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1996.
134. Krebs J.N. Advanced Supersonic Technology Study Engine Program Summary Supersonic Propulsion - 1971 to 1976. Proceedings of the Supersonic Cruise Aircraft Research (SCAR) Conference NASA CP - 001. Held at Langley Research Center, Hampton, Virginia, November 9-12, 1976, pp. 353 - 370.
135. Howlett R.A. Variable Stream Control Engine Concept for Advanced Supersonic Aircraft - Features and Benefits. Proceedings of the Supersonic Cruise Aircraft Research (SCAR) Conference NASA CP - 001. Held at Langley Research Center, Hampton, Virginia, November 9-12, 1976, pp. 341 - 353.
136. Powers A.G., Whitlow J.B., Stitt L.E. Component Test Program for Variable-Cycle Engines. NASA Lewis Research Center. Proceedings of the Supersonic Cruise Aircraft Research (SCAR) Conference NASA CP - 001. Held at Langley Research Center, Hampton, Virginia, November 9-12, 1976, pp. 371 - 385.
137. Крюков А.И. Некоторые вопросы проектирования ГТД: Учебное пособие. - М.: Изд-во МАИ, 1993. - 336 с.
138. Нечаев Ю.Н. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом. - М.: Машиностроение, 1988. - 175 с.
139. Roy O.A., Warren J. Advanced Supersonic Propulsion System Technology Study. NASA CR-135236. Final Report. General Electric Company. November 1977. NASA-Lewis Research Center Contract NASA-19544. - 284 p.
140. Vdoviak J.W., Thackeray M.J. Definition Study for Variable Cycle Engine Testbed Engine and Associated Test Program. NASA CR-159459. Final Report. General Electric Company. November 1978. Contract GE21. 112 p.

Связь с автором: zrel0v07@mail.ru

РАСКРЫТИЕ ФЕНОМЕНОВ КЛАССИЧЕСКОЙ МЕХАНИКИ УПРУГИХ СИСТЕМ МОДЕЛЬНАЯ ПЛАТФОРМА ЦИФРОВЫХ ИНСТРУМЕНТОВ АНТРОПОГЕННОЙ БЕЗОПАСНОСТИ

Анатолий Алексеевич Сперанский,

президент Российской инженерной академии антропогенной безопасности, директор Национального института инженерной экологии РИА, DExpert ISCED, проф., академик РИА и ИАА

*Тот, кто, обращаясь к старому,
способен открывать новое,
достоин быть Учителем*

Конфуций,

Выдающийся философ гуманизма
всех времён и народов,
"Беседы и суждения"



1 От созерцания к Знаниям.

Глобальная потребительская деградация

На заре зарождения Земной цивилизации явления физического мира воспринимались как природные необъяснимые феномены, философская трактовка которых придавала им божественное или сверхъестественное объяснение. Многовековой опыт взаимодействия со средой обитания от созерцания к наблюдениям через их осмысление постепенно привёл общество к формированию системных чувственных впечатлений и наблюдательного опыта, длительное подтверждение которого постепенно превращалось в практически используемые **знания и умения**. Философские воззрения и теории, подтвержденные экспериментально, привели к эпохе научных знаний о среде обитания с её материально-энергетической природой.

Последующая ремесленно-индустриальная цивилизационная эпоха породила неуёмное стремление человека к изучению и покорению природы, став началом варварского её разрушения, сначала для удовлетворения естественных жизненных потребностей в преодолении суровых природно-климатических невзгод, а потом для удовлетворения неуёмной тяги к обогащению и деспотизму.

И тут интеллект, вопреки природному разуму и практичности, повел стадное большинство цивилизованного мира по пути глобализации в интересах абсолютного меньшинства. С тех пор природа планеты Земля стала деградирующим заложником преступной патологической алчности.

По мере становления земной цивилизации, рациональная потребительская доктрина постиндустриального глобализованного общества, игнорируя роль фундаментальных научных знаний, породила образование и расширение целого спектра угроз Глобального характера. На сегодня научно обоснованы и публично приняты Генеральной ассамблеей ООН **17 видов глобальных угроз жизнедеятельности** человека. Исторически и фактически этот трагический перечень возглавляют аварии и катастрофы техногенно-технологического (ТТ), био-эпидемического (БЭ) и экологического (ЭК) характера, более других деформирующие мировые экономики и приведшие к заметному исчезновению видов, всеобщему обнищанию и голоду населения, деградации и деморализации общества.

Маяками деградации стали реальные угрозы, преодоление которых признано **необходимым условием устойчивого развития**. К наиболее опасным своими необратимыми последствиями видам антропогенной деятельности Человека в Обществе отнесены: **техногенная¹, технологическая² (производственная), экологическая³, климатическая⁴, медико⁵-эпидемическая⁶, урбанистическая⁷, ноосферная⁸, информационная⁹, образовательная¹⁰ и управленческие, в т. ч., организационная¹¹, политическая¹², военная¹³, религиозно-террористическая¹⁴ безопасности, а также продоволь-**

ственная¹⁵, водная¹⁶ и повсеместно наблюдаемое исчезновение видов¹⁷. В этих условиях именно коллективный разум Социума призван интегрировать интеллектуальные, материальные и гуманитарные активы для раскрытия **социального феномена Антропогенной безопасности** [1].

Антропогенная безопасность - научно-технологическая деятельность, направленная на изучение и устранение **системно структурированных эко-социально-экономических факторов, угрожающих жизнедеятельности и среде обитания, вызванная действиями и бездействием Человека или некомпетентностью Общества**. Человеку в его трудовой деятельности присуще свойство альтернативного интуитивного или осознанного выбора между ответственностью за безопасность окружающих (вследствие использования результатов его трудов, включая знания) и безответственностью за опасные для Общества результаты халатного или потребительского отношения к исполняемой работе, порождающие неисправности, аварии, чрезвычайные ситуации и катастрофы.

Антропогенные угрозы Социуму от деятельности человека также могут быть следствием **дефицита в Обществе прорывных фундаментальных научных и креативных прикладных инженерных знаний, необходимых для преодоления насущных или прогнозируемых опасностей**. Речь идет о коллективной ответственности институтов общества за создание интеллектуальных инструментов предотвращения глобальных угроз.

Как Социум в целом, так и конкретные его персоналии своими действиями или своей бездейственностью по предотвращению социально опасных критических состояний, от рукотворных экологических катастроф - ядерных реакторов в Чернобыле и Фукусиме, нефтедобывающей платформы ВР в Мексиканском заливе и трансконтинентальных пандемий, до вполне реальных планетарно-космических катаклизмов вроде последствий столкновения Земли с массивными астероидами.

2 На краю житейской пропасти призрачного всеобщего благоденствия

Представленный мрачный взгляд подтверждает нарастающую актуальность философии сторонников теории **антропоцена** в качестве цивилизационного классификатора современного исторического периода. Для сохранения Земной цивилизации на гуманитарной платформе важно обратить природный интеллектуальный потенциал и реальные активы Социума на преодоление Глобальных угроз антропогенного характера, и единственным проверенным инструментом на этом трудном пути являются прорывные фундаментальные естественно-научные знания, из которых вытекают не только новые креативные инженерно-технологические возможности возрождения, но и **эко-социально-экономическое лидерство** тех, кто это глубоко понимает и всерьез принимает.

Идеализируя окружающий мир, человек в процессе его познания стремится упростить до минимума природные законы и закономерности, являющиеся не чем иным, как моделью познания, отображенной в сознании. Это естественное стремление стало своеобразным биологическим принципом **минимума интеллектуальных энергетических усилий на познание** среды обитания, который подчас приводит к неполному и даже поверхностному пониманию природных явлений. Недостаток знаний является главной причиной угроз жизнедеятельности человека со стороны материального мира - природной среды обитания и антропогенно синтезированной его надстройки.

Философски предсказанный **антропоцен** предложен в качестве новой геологической эпохи безудержного доминирования людей над будущим нашего общего дома - планета Земля. По мнению организаторов первого саммита Нобелевского фонда в мае 2021 года, посвященного Глобальным угрозам, наблюдается все больше фактов того, что мир приближается к потенциально необратимым изменениям в природных системах жизнеобеспечения на Земле и даже в планетарной стабильности в целом. Общество с тревогой наблюдает изменение климата, уменьшение биологического разнообразия, загрязнение среды обитания и массовые пандемийные риски, связанные с всеобщим снижением иммунитета и ухудшением здоровья в целом.

Неуклонно нарастает дефицит воды, здорового питания и природных лекарственных форм, усугубляются ноосферно-урбанистические последствия, предельно низок уровень гуманитарных гарантий социальной безопасности в информационно-образовательной и управленческой сферах. Все это объективно свидетельствует о насущной необходимости трансформации мирового вектора потребительского развития для преодоления Глобальных угроз ради устойчивого развития цивилизации и сохранения её будущего.

По мнению элиты мирового научного сообщества, *"изменение климата и истощение природных ресурсов подрывают экономику, делают Общество более хрупким, усиливая конфликты между странами из-за ресурсов. Существует явное множество аспектов фундаментальной работы на планете и в Обществе, которые связаны с критическим уровнем изменения климата и биологического разнообразия вследствие чрезмерной эксплуатации ресурсов"*. Поэтому главный вопрос повестки дня - **консолидация интеллекта ради предотвращения глобального разрушения среды обитания с гуманитарной целью создания, ускорения и срочного масштабирования антропогенных решений для преодоления вызовов и угроз современного мира** через приведение в сбалансированное соответствие финансовых активов и креативных инженерных решений Общества на основе прорывных фундаментальных научных знаний и политической воли избираемой власти.

Нобелевский саммит объединил лидеров мирового интеллекта - выдающихся лауреатов и авторитетных экспертов, которые проявили беспрецедентную решимость добиться успеха в создании нашего общего безопасного, справедливого и процветающего будущего: *"Это наш потенциально последний шанс избежать катастрофического сценария в неудержимо приближающемся будущем. У нас ещё есть шанс создать его безопасным"* [2].

3 Раскрытие феноменов непознанных знаний - движущая сила цивилизации

Ярким примером последствий несовершенства фундаментальных научных знаний стала классическая механика упругих систем - научная основа всего рукотворного, требующего в эксплуатации прочности и надёжности: детали, механизмы и силовые агрегаты в атомной, тепловой, гидро- и ветроэнергетике, в воздушно-космическом, морском, наземном и трубопроводно-подземном транспорте, в гражданском, промышленном и специальном строительстве, в агропромышленных и сырьевых добывающих, перерабатывающих и утилизирующих отраслях производств и всех видах прикладного материаловедения. Все они требуют определённого функционально обоснованного ресурса (запаса) конструкционной прочности во избежание аварий и катастроф.

Пренебрежение этим требованием привело к тому, что уже в эпоху кустарно-цеховых производств, по мере освоения энергии угля, воды и пара стали возникать аварии техногенного характера. Индустриальное освоение электрической, химической, атомной и ядерной энергии привело к серии техногенных катастроф регионального, национального и международного масштаба с глобальным экологическим ущербом для жизнедеятельности и среды обитания человека. Массовые аварии и катастрофы были следствием, в основном, двух главных причин.

С одной стороны, проявив недюжинные интеллектуальные способности, целая плеяда выдающихся учёных XVII-XVIII веков открыла **основополагающие законы материального мира**:

- Р. Гук сформулировал основополагающий закон механики, связывающий причину и следствие напряженно-деформированных состояний (НДС) упругих систем сплошных сред;

- гениальный основоположник фундаментальной основы естествознания И. Ньютон сформулировал три закона Классической механики;

- не менее гениальные ученые создали **абстрактный математический аппарат** понимания, наблюдения и использования во благо общества знаний о материальном мире:

- дифференциальное и интегральное исчисление Г. Лейбница, системно объединённое не менее гениальным продолжателем Л. Эйлером;

- прославленный автор вариационных принципов анализа внутрискруктурных энергетических преобразований в теоретической механике Ж-Л. Лагранж, а также Ж-Б. Фурье и С. Пуассон создали предпосылки тензорного и спектрально-векторно-фазового анализа;

- первооткрыватели пространственных эллиптических уравнений напряжений Г. Ламе и эллиптических уравнений деформаций О-Л. Коши математически описали фазовые \mathbb{L}^4 -пространства в механике упругих систем;

- триумф математиков укрепил П-С. Лаплас, автор фундаментального "Трактата по небесной механике", один из создателей теории вероятностей, и др. [3].

Успехи выдающейся когорты интеллектуалов вызвали небывалый интерес мировой науки к Теории упругости в механике сплошных сред.

С другой стороны, также проявляя интеллект, научное сообщество более ста лет демонстрирует консерватизм через общепринятую ядерно-орбитальную электронную модель Н. Бора, подерживая знания о строении вещества на уровне теории элементарных частиц. Свою позитивную историческую роль также привнесли вероятностные статистические методы анализа, которые в практических наблюдениях сравнивают со "средней температурой по госпиталю". Этот виток прогресса повел мировое сообщество по нерациональному пути повышения ресурсно-прочностных параметров механических систем путём увеличения проектной прочности традиционных конструкционных материалов.

Существенный прогресс в естественнонаучные знания привнесла квантово-волновая теория М. Планка, раскрывающая механизм внутрискруктурных спектральных энергетических взаимодействий на микроструктурном уровне, что привело к углублённому пониманию пространственно-временной сути материального мира.

\mathbb{L}^4 -мерность земной цивилизации является важнейшим **феноменом непознанного**, раскрытие которого при стремительном росте Глобальных угроз антропогенного характера становится необходимым условием сохранения земной цивилизации путём создания социально-экономических условий **"безопасной и комфортной жизни и деятельности Человека в гармонии с природой и Космосом"** (акад. А.Л. Чижевский) [4].

Волновая функция в квантовой механике описывает динамику \mathbb{L}^4 -энергетических **состояний упругих систем**, оперируя комплексно-связанными коэффициентами спектрального разложения вектора состояния по координатному базису природной мерности. Достоверность знаний определяется, в значительной степени, **соответствием мерности инструментов** наблюдения, диагностичес-

кого и предиктивного анализа фундаментальным константам среды обитания [5].

Гениальные научные предвидения, продемонстрированные выдающимися механиками и математиками XVII-XIX веков, будучи фундаментальными знаниями пространственно-временной Lt -мерности, три с половиной столетия не были востребованы в задачах метрологии в связи с всеобщим господством методов усреднённо-качественных скалярных измерений и усреднённо-статистического анализа виброакустических колебательных процессов при полном отсутствии интеллектуальных Lt -инструментов наблюдения пространственно-временных НДС в механике упругих систем сплошных сред.

Принципиально новые возможности компьютерных технологий открыли эпоху интеллектуальных детерминированных инструментов Lt -томографии и спектрального векторно-фазового траекторного анализа гомеостаза неживых и биологических систем (акад. А.М. Ляпунов). **Повышение мерности наблюдений и анализа процессов, режимов и состояний привело к интеллектуальным возможностям в решении вековых проблем диагностики и прогностики в сфере техногенно-технологической безопасности жизнедеятельности человека [6].**

Цифровые системы, оперирующие информацией новой актуальности - свойствами, режимами, состояниями, услугами, товарами и их эквивалентами, через операционно-обезличенные индикаторы, повышают вероятность проявления полезной "прикладной" эмерджентности. Рассмотрение Lt -состояний в семантической интерпретации эмерджентной структуры позволяет объединить суждения о множестве облачных измерений, взаимодействуя с одним и тем же образом многомерной реальности из различных частей Lt -пространства, фиксируя, сохраняя и актуализируя обобщённые междисциплинарные 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 субъективные эмоциональные реакции на внешние факторы, способны к сохранению их в виде нейтрального общепринятого знания (д-р 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 жизнедеятельности. Ключевой особенностью текущего периода цивилизации является информационно-аналитическая мощь собственно сетевой структуры получения и применения знаний, а не поддержка доживающих свой век научных политизированных иерархий и администраций.

4 Назад в золотой век фундаментальных научных открытий будущего

Классическая (теоретическая) механика как естественная наука в своей основе интегрирует три фундаментальных свойства сплошных сред, присущих упругим системам:

1. **Принцип сплошности** или непрерывности пространственно-временной энергетической Lt -трансформации линейных гармонических воздействий в объёмные линейные деформации упругого пространственного сопротивления материальных точек механических систем.

2. **Принцип суперпозиции** - локальное пространственно-временное суммирование мгновенных векторов причинно-следственного энергетического спектра напряженно-деформированных состояний сплошных упругих сред объектов механических систем.

3. **Свойство упругости** отображает устойчивую способность материальных сплошных сред восстанавливать первоначальную пространственную форму после прекращения возмущающих воздействий внешних или внутренних линейно-вращательных силовых факторов.

При глубоком теоретическом понимании научных основ ме-

ханики упругих систем, за три века классической механики мировое научное сообщество **не освоило доступных и надежных инструментов** наблюдения и подтверждения теоретических основ её фундаментальных принципов и свойств. Такая практически доступная возможность появилась с созданием Цифровой информационно-аналитической платформы "Квантово-волновой мониторинг НДС" (ЦИАП ВМС), которая позволила в важнейших научно-исследовательских приложениях подтвердить актуальность метода в предиктивной оценке текущих ресурсных состояний конструкционных материалов в наземном, морском и воздушно-космическом транспорте; атомной, тепловой, ветро- и гидроэнергетике; гражданском, индустриальном и специальном строительстве, в том числе, на объектах природно-технических систем.

Современные цифровые инструменты спектрального векторно-фазового траекторного анализа НДС позволили на модельной информационно-аналитической платформе раскрыть феномен классической механики упругих систем в виде фундаментального **научного открытия ЯВЛЕНИЯ КВАЗИСТАЦИОНАРНОСТИ фазовых годографов спектральных энергетических состояний материальных точек механических систем.**

Суть явления состоит в том, что при стационарном линейном одночастотном гармоническом воздействии на упругую механическую систему, последняя откликается стационарной гармонической реакцией, строго повторяющегося в фазовых координатах Lt -годографа с детерминированными эллиптическими параметрами в каждый период гармонической реакции (рис. 1), а при стационарном спектре гармонических несинхронных воздействий на упругую механическую систему, последняя откликается квазистационарной фазовой траекторией (эллиптическим годографом) с пространственным линейно-угловым микросмещением относительно годографа предшествующего периода (рис. 2).



Рис. 1 Стационарная гармоническая реакция на линейное одночастотное воздействие

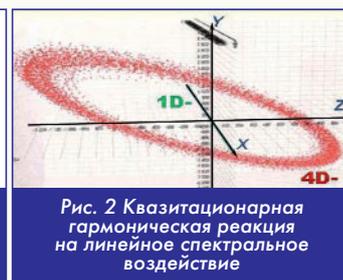


Рис. 2 Квазистационарная гармоническая реакция на линейное спектральное воздействие

5 Информационная модель квазистационарности

Волновой фронт стационарного линейного гармонического воздействия на сплошную атомно-молекулярную структуру объекта в виде причины - нормальной силы F_{N1} , обладающей кинетической энергией E_K^1 , порождает в любой доступной точке сплошной упругой среды (СУС), с определённой фазой запаздывания вследствие инерционности массы, упругое гармоническое смещение в виде следствия - объёмного сдвигового деформирования массы, обладающей потенциальной энергией E_P^1 растяжения (+) или сжатия (-) упругой среды. В следующей половине упругого гармонического цикла причиной, в свою очередь, становится образовавшаяся в первой половине цикла тангенциально объёмная потенциальная энергия деформированной среды E_T^1 , которая вследствие инерционности массы сопротивляется исходному внешнему стационарному фактору, собственной фазой которого к этому моменту гармонического цикла также изменилась. Будучи стационарным, цикл может повторяться бесконечно по одной и той же стационарной траектории в атомно-молекулярной структуре в пределах сохранения свойства упругости, которому в случае воздействий критического уровня угрожает переход в область пластичности.

Описание информационной модели явления квазистационарности: как только появляется спектр воздействий из двух и более несвязанных гармонических колебаний F_{N1}, F_{N2}, \dots , деформирование атомно-молекулярной структуры СУС под влиянием второго силового фактора F_{N2} приводит к тому, что фазовая траектория измерительной точки под влиянием силового фактора F_{N1}

перестает быть стационарной и на следующем витке, в соответствии с принципом суперпозиции мгновенных значений двух силовых факторов, движется по иной траектории при одновременном воздействии $F_{\Sigma N1, N2}$, и т. д..., при этом, модель пространственно-временного Lt -континуума с появлением последующих силовых факторов частотного спектра должна учитывать в динамике энергетический баланс (гомеостаз) мгновенных силовых причинных факторов кинетической природы и спектр следственных факторов природы потенциального упругого сопротивления; визуально фазовый годограф на каждой диагностической частоте из эллиптического 3D-стационарного трансформируется в "околостационарный клубок", именуемый "квазистационарным".

Вероятность траекторного совпадения "намотки" клубка последовательных фазовых траекторий стремится к нулю по мере расширения частотного спектра и увеличения энергии пространственно ориентированных воздействий F_{Σ} вследствие фундаментальных принципов непрерывности (сплошности) и динамической суперпозиции волнового Lt -поля, и чем шире спектр воздействия несвязанных силовых факторов, тем гуще "намотка клубка годографов" (рис. 3). Интеллектуальные инструменты тонкого пошагового анализа и Спектральной квантово-волновой декомпозиции квазистационарности позволяют установить систему соответствия формальных диагностических признаков обнаружения дефектов на ранней стадии их зарождения (рис. 4). Предельными случаями квазистационарности являются элементарный одночастотный гармонический процесс и спектр колебаний кратно пропорциональных частот, приводящие процесс к стационарности.

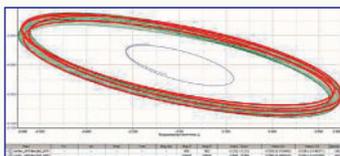


Рис. 3 Гомеостатический квазистационарный 4D-портрет исправного подшипника

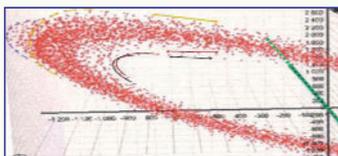


Рис. 4 Цифровые возможности энергетического анализа квазистационарного 4D-портрета

Современные цифровые инструменты векторно-фазовой пространственно-временной Lt -реконструкции состояний СУС решают тонкие задачи анализа, диагностики и прогноза методом траекторной квантово-волновой декомпозиции фазовых годографов.

В каждой измерительной точке континуума волновой Lt -мониторинг позволяет в реальном времени наблюдать 16 измеряемых компонентов диагностических параметров, 12 расчётных компонентов энергетических параметров состояний и 7 локационных компонентов по каждому источнику спектра возмущений.

При этом анализ параметров расчётной и физической модели текущего гомеостаза предоставляет в распоряжение исследователя ещё 67 динамических компонентов.

Особая перспектива открытия связывается с гиперчувствительными возможностями оптических Lt -измерений, позволяющих на квантовом уровне диагностировать даже влияние гравитации на волновые процессы в СУС (рис. 5).



Рис. 5 Оптический 1D-мониторинг квазистационарного портрета

6 Приоритеты научного открытия квазистационарности

Дата получения **экспериментального подтверждения** открытия - февраль 2008 г., (журнал "Двигатель" № 2, 2008, стр. 26) "...На основе пакета программ WinПОС-AlgVector НПП "МЭРА",

для инновационной системы АСВД "Газпром" впервые в мировой практике реализована реконструкция трёхмерного квазистационарного образа пространственных деформаций в измерительных точках на основе спектра волновых векторно-фазовых параметров пространственных виброакустических полей" [5].

Дата получения **теоретического обоснования** открытия - декабрь 2008 г., (журнал "Двигатель" № 1, 2009, стр. 23) "...Структура как наиболее существенная характеристика механических систем - это относительно устойчивая, взаимосвязанная определенными закономерностями и упорядоченная композиция элементов (параметров), инвариантная относительно определённых преобразований и придающая их взаимодействию в рамках внутренней расчленённости объектов и процессов целостный характер" [6].

Дата получения **экспертного подтверждения** открытия - сентябрь 2015 г., (журнал "Двигатель" № 4, 2015, стр. 14) "...Высокая чувствительность траекторных измерений текущих гомеостатических состояний обладает уникальным прогнозно-диагностическим признаком бифуркационных квантованных процессов в конструкционных материалах на микроструктурном уровне. Это соответствует научному уровню VI техуклада, ориентированного на управляемый синтез свойств неживых (конструкционных) и живых (биотканей) материалов. Синтез материалов будущего невозможен без тонкого инструментария наблюдения динамики свойств состояний на микроструктурных атомно-молекулярных уровнях с беспрецедентной гиперчувствительностью в диапазоне частот от нуля до сотен МГц" [1].

Заключение к разделу 6

Научное открытие в области фундаментальных научных знаний Механики упругих систем **ЯВЛЕНИЕ КВАЗИСТАЦИОНАРНОСТИ ГОМЕОСТАЗА СПЛОШНЫХ УПРУГИХ СРЕД.**

КВАЗИСТАЦИОНАРНОСТЬ - явление устойчивой повторяемости спектральных волновых (векторно-фазовых) траекторий причинно-следственных энергетических трансформаций материальных точек сплошных упругих сред (СУС) в линейной области напряжённо-деформированных состояний (НДС) объектов механических систем.

Квазистационарный портрет (КСП), модельно привязанный к обоснованно выбранным точкам объекта наблюдений (измерений) и анализа, с одной стороны, отображает многопараметричность гомеостаза наблюдаемых статодинамических процессов, режимов и состояний в каждом устойчивом спектре внешних и внутренних воздействий (факторов) на объект ($B^2\Phi$), с другой стороны, отображает тренды диагностических параметров оценки текущих и предиктивных эксплуатационных состояний. Цифровые возможности КСП позволяют точно анализировать динамику гомеостаза с тактом вычислений компьютера, демонстрируя впервые в мировой практике возможность контроля позиционной анизотропии (квазиупругости) критически важных техногенно-опасных объектов.

КСП является универсальным интеллектуальным инструментом прорывного уровня знаний, из которого вытекает целый **кластер научных открытий гипотез, идей, явлений, закономерностей, свойств** неживых и живых систем, позволяющий создавать принципиально новые креативные направления научно-инженерной деятельности, прежде всего, в сфере устойчивого социально-экономического развития через преодоление глобальных антропогенных угроз, проявляя эмерджентность* - фундаментальное свойство гомеостаза СУС за пределами Классической механики упругих систем [2].

7 Сфера эффективного применения открытия

Фундаментальное научное открытие "Явление квазистационарности гомеостаза сплошных упругих сред" с опорой на цифровые возможности динамического Lt -портретирования и кибернетического управления безопасностью нагруженных конструк-

* эмерджентность - универсальный принцип системной самоорганизации, который раскрывает глубинное постижение фундаментально сложного, не вытекающего из простого очевидного и приводящее к порядку из хаоса

ций, механизмов и силовых машин, позволит существенно повысить антропогенную безопасность в наземном, морском и воздушно-космическом транспорте; атомной, тепловой, ветро- и гидроэнергетике; гражданском, промышленном и специальном строительстве, в том числе, на объектах природно-технических систем. Особая роль открытия в качестве цифрового прецизионного интеллектуального инструмента оценки спектральных Lt -состояний в конструкционном материаловедении, дефектоскопии и научных исследованиях.

8 Эмерджентный прорыв в фундаментальных научных открытиях будущего

Кластер фундаментальных научных открытий гипотез, идей, явлений, закономерностей и свойств в механике упругих систем, вытекающий из коренного явления квазистационарности:

I. Фундаментальные ОТКРЫТИЯ в механике упругих систем

I-2. Модельная ЗАКОНОМЕРНОСТЬ природного спектрального феномена **гомеостаза** - непрерывного причинно-следственного **преобразования кинетической энергии** нормальных (линейных) силовых факторов в **пространственно-распределенные тангенциальные** (сдвиговые) факторы упругого сопротивления, обладающие **потенциальной энергией** объёмного Lt -деформирования (смещения) формообразующего точечного континуума состояний объектов упругих систем (Свидетельство).

I-3. Модельное СВОЙСТВО связанного **разделения мгновенных энергетических компонентов кинетической и потенциальной природы** Lt -гармонических траекторий (векторно-фазовых годографов) в спектре мгновенных векторов квазистационарных напряженно-деформированных состояний (НДС) упругих систем (Свидетельство).

I-4. ЯВЛЕНИЕ **импеданса упругого сопротивления** вследствие инерционности фазового сдвига при волновой трансформации напряженно-деформированных энергетических состояний объектов механики упругих систем (Диплом).

I-5. Модельная ЗАКОНОМЕРНОСТЬ **тензорного** (Lt -связанного) энергетического преобразования внешних силовых факторов напряженно-деформированных **состояний** (ТЭПС) в упругое сопротивление сплошных сред (Свидетельство).

I-6. Модельное СВОЙСТВО отображения **полной квазистационарной энергии** напряженно-деформированных состояний (НДС) в спектре суперпозиции гармонических Lt -траекторий векторно-фазовых годографов упругих систем (Свидетельство).

I-7. ЯВЛЕНИЕ соответствия текущего **эксплуатационного ресурса конструкционной прочности** **полной квазистационарной энергии** мгновенной суперпозиции НДС упругой среды (Диплом).

I-8. Модельная ЗАКОНОМЕРНОСТЬ образования динамического вектора **полной энергии суперпозиции** полного спектра **актуальных мгновенных векторов** НДС сплошных упругих сред (Свидетельство).

I-9. Модельное СВОЙСТВО образования и вариационного определения **критических ракурсных направлений минимального ресурса** конструкционной прочности упругих систем (Свидетельство).

II. Прикладные ОТКРЫТИЯ в конструкционном материаловедении

II-1. ЯВЛЕНИЕ устойчивого **гомеостаза** и его **многопараметрическая Lt -модель НДС** в пределах неизменных свойств конструкционных материалов и геометрии объектов упругих механических систем (Диплом).

II-2. Модельная ЗАКОНОМЕРНОСТЬ **техногенеза** - **предиктивного анализа** и прогноза **гомеостаза** для кибернетического контроля текущих эксплуатационных состояний конструкционной прочности механических объектов (Свидетельство).

II-3. Модельное СВОЙСТВО строгого причинно-следственного соответствия **текущего эксплуатационного ресурса** безопасной эксплуатации объектов механических систем области упругих деформаций **3D-диаграммы Гука-Пуассона** (Свидетельство).

II-4. ЯВЛЕНИЕ **частотной ракурсной направленности** большой оси векторно-фазового годографа в направлении локальной

координаты стационарного воздействия или вновь образовавшегося дефекта сплошности упругой среды (Диплом).

II-5. Модельная ЗАКОНОМЕРНОСТЬ **механической локации** ракурса и координат **стационарного частотного воздействия в упругой среде** (Свидетельство).

II-6. Модельное СВОЙСТВО определения **квадранта и ракурса** приходящей волны **вновь образовавшегося дефекта** сплошности упругой среды (Свидетельство).

II-7. ЯВЛЕНИЕ **фазовой девиации** (мгновенных сдвигов) между максимумами векторов **линейного силового фактора** (воздействия) F_{Rf} , кинетической энергии воздействия $E_{кинf}$, нормальных напряжения σ_{Ff} и деформации ϵ_{Ff} , объёмных сдвиговых напряжения γ_{Ff} и деформации τ_{Ff} и потенциальной энергии упругого сопротивления $E_{потf}$ на каждой актуальной частоте f спектра в каждой измерительной точке сплошной упругой среды (Диплом).

II-8. Модельная ЗАКОНОМЕРНОСТЬ **цифрового синтеза** мгновенных ракурсов максимумов **векторов полной, кинетической и потенциальной энергий** спектра актуальных частот в измерительных точках сплошной упругой среды (Свидетельство).

II-9. Модельное СВОЙСТВО непрерывной **вариации критического ракурса** и оценки влияния суперпозиции воздействий на образование наиболее опасного вектора НДС в измерительных точках сплошной упругой среды (Свидетельство).

III. Прикладные ОТКРЫТИЯ в дефектоскопии

III-1. ЯВЛЕНИЕ устойчивости **гомеостаза аттракторов** НДС **сплошных упругих сред** (Диплом).

III-2. Модельная ЗАКОНОМЕРНОСТЬ соответствия диагностических параметров **гомеостатических портретов** (годографов) **типичным дефектам сплошных упругих сред** (Свидетельство).

III-3. Модельное СВОЙСТВО циклической причинно-следственной **ТЭПС-трансформации** линейной кинетической энергии гармонических воздействий в **объёмную потенциальную энергию** упругого сопротивления сплошных сред (Свидетельство).

III-4. ЯВЛЕНИЕ **квантованного тензорного** изменения гармонического спектра причинно-следственных энергетических трансформаций НДС при образовании дефектов **сплошности, анизотропии и установившихся состояний** упругой среды (Диплом).

III-5. Модельная ЗАКОНОМЕРНОСТЬ образования в спектре гармонических фазовых траекторий **нового векторно-фазового годографа** при квантованном событии **образования дефекта в сплошной упругой среде** (Свидетельство).

III-6. Модельное СВОЙСТВО изменения **эксплуатационного ресурса прочности** при изменении параметров **годографов НДС** сплошных упругих сред (Свидетельство).

III-7. ЯВЛЕНИЕ вариационной оптимизации **синтеза кибернетического управления** на спектральной аналитической траекторной Lt -модели **минимизации рисков** принятия решений (Диплом).

III-8. Модельная ЗАКОНОМЕРНОСТЬ соответствия **предиктивного анализа** (прогнозной оценки) динамике проектных, текущих и предельных (критических) эксплуатационных состояний ресурса конструкционной прочности механических объектов (Свидетельство).

III-9. Модельное СВОЙСТВО вариационного **Lt -синтеза конструкционной равнопрочности** упругих механических систем (Свидетельство).

III-10. ЯВЛЕНИЕ раннего **образования предвестников** (признаков) критических эксплуатационных состояний конструкционных материалов и **предиктивная многопараметрическая Lt -модель предупреждения аварий и катастроф** (Диплом).

III-11. Модельная ЗАКОНОМЕРНОСТЬ снижения общего **конструкционного ресурса прочности** при образовании предвестников критических эксплуатационных состояний по причине внешних воздействий, изменения эксплуатационных характеристик и образования дефектов конструкционных материалов механических объектов (Свидетельство).

III-12. Модельное СВОЙСТВО **гомеостатической компенсации** критических состояний **вариационным проектированием** объектов механических систем (Свидетельство).

IV. Прикладные ОТКРЫТИЯ в научных исследованиях

IV-1. ЯВЛЕНИЕ пространственно-временной **4D-оптической интерференции** в развитие феномена одномерных квантованных измерений НДС волоконно-оптическими датчиков на основе линейного принципа Синьяка (Диплом).

IV-2. Модельная ЗАКОНОМЕРНОСТЬ неограниченных метрологических возможностей лазерных голографических измерений в механике и других фундаментальных областях знаний (Свидетельство).

IV-3. Модельное СВОЙСТВО квантово-волновой 4D-информативности и гиперчувствительности оптических измерений тонких физических полей (Свидетельство).

Всего, модельный интеллектуальный синтез позволяет обобщать 33 научно аргументированных открытия (явления - закономерности - свойства) только в механике упругих систем.

IV-4. ЯВЛЕНИЕ внутренней цикличности Объемной матрицы химических элементов как механизм прогноза новых элементов и пространственная энергетическая *L_T*-модель кибернетического синтеза новых химические соединений однородных и разнородных атомов для цифрового наноконструирования материалов и биотканей (Диплом) [7].

IV-5. Модельная ЗАКОНОМЕРНОСТЬ завершения заполнения энергетических уровней блочной периодичности химических элементов при заполнении старшей орбитали первых периодов блочных пар (Свидетельство).

IV-6. Модельное СВОЙСТВО функционального разделения способности химических элементов к **образованию новых соединений** и универсальная формула (цифровая уровневая модель) на его основе (Свидетельство).

IV-7. ЯВЛЕНИЕ квантово-волновой атомно-молекулярной **деструкции** органических соединений в сверхкритических флюидных состояниях (Диплом).

IV-8. Модельная ЗАКОНОМЕРНОСТЬ экспоненциальной лавинообразности деструкции органических соединений в сверхкритических флюидных состояниях (Свидетельство).

IV-9. Модельное СВОЙСТВО экзотермического тепловыделения биомасс в процессах сверхкритического водного окисления (Свидетельство).

Итого, модельный интеллектуальный синтез позволяет выделить 42 научно обоснованных открытия (явления - закономерности - свойства и идеи) в механике упругих систем и конструкционном наноматериаловедении.

Заключение к разделу 8

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, ещё лучше, умение создавать и оформлять **прорывные силы интеллекта**, способные их определять, даёт 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 и цифровых системах.

Применительно к фундаментальным и прикладным интеллектуальным активам в потоках цифровой информации, необъятным полем решения актуальных проблем являются, прежде всего, машиностроительные отрасли экономик - энергетика, транспорт, строительство, промышленное производство во всех сферах безопасной и комфортной жизнедеятельности.

Растущая сложность машинных и роботизированных систем некоторыми воспринимается как угроза, которая проявит себя в будущем. Правильнее видеть не угрозу, а возможности для обучения и углубления собственных компетенций. Расширяющаяся гло-

бальная нервная система растёт и развивается, и целесообразно выработать 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 вперёд, внедрение инноваций с опорой на цифровые системы и креативное изучение новых областей имеющихся знаний. Перспектива может внушать опасения, но она обладает огромным потенциалом.

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 даёт обществу экономический эффект, кратно превышающий показатели мировой глобальной "допандемийной" экономики. И роль научно-инженерных профессиональных сообществ в этом безальтернативна и неопределима.

Анализ признанных приоритетов Индустрии 4.0 и VI технологического уклада выводит на первые по жизненной важности Глобальные проблемы, требующие неотложного системного решения Обществом: чистая и доступная возобновляемая энергетика (I); рациональное безотходное природопользование на основе интеллектуального материаловедения (II); безопасная и комфортная жизнедеятельность для активного творческого долголетия (III).

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 промышленных сферах, но и **реальное преодоление Глобальных угроз антропогенного характера**. ▶

Литература

1. Сперанский А.А. и др. Научно-технологические инструменты устойчивого развития // Двигатель, № 4, 2015 г., стр. 14 / изд. ВАК.
2. Сперанский А.А. Новый взгляд на фундаментальные знания // Двигатель, №4, 2020 г., стр. 62 / изд. ВАК.
3. Сперанский А.А. Назад в будущее XVII века. Ретроспектива феномена классической механики упругих систем // Двигатель, №4, 2021 г., стр. 24-27 / изд. ВАК.
4. Сперанский А.А. Природный феномен напряженно-деформированных состояний // Двигатель, № 3, 2015 г., стр. 18-23 / изд. ВАК.
5. Сперанский А.А. и др. Инновационные возможности программно-аппаратной реконструкции деформационных полей для диагностического мониторинга силовых агрегатов газотранспортных систем // Двигатель, №2, 2008 г., стр. 24-26 / изд. ВАК.
6. Сперанский А.А. и др. Фундаментальный поход к реконструкции механических полей для оценки эксплуатационных свойств изделий машиностроения // Двигатель, № 1, 2009 г., стр. 22-25; № 2, 2009 г., стр. 22-24, № 3, 2009 г., стр. 30-33 / изд. ВАК.
7. Сперанский А.А., Сперанская Т.Г. Орбитально-групповая объемная матрица периодической системы химических элементов // Двигатель, № 1, 2021 г., стр. 20-33 / изд. ВАК.

Научно-инженерная школа коммерциализации фундаментальных эмерджентных знаний

© Сперанский Анатолий Алексеевич, декабрь 2021 г.

Авторское право зарегистрировано.

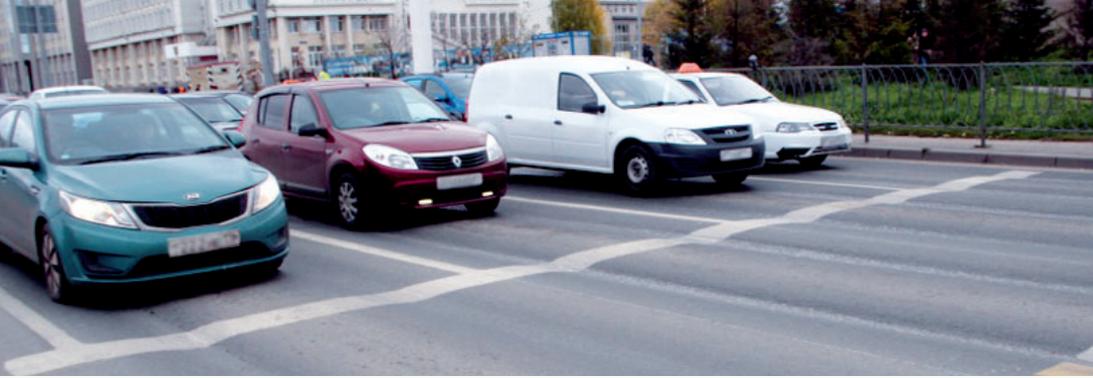
На цитирование требуется письменное согласие автора.

Связь с автором: vibro-vector@yandex.ru

Редакционная стратегия, с учетом затянувшейся экономической стагнации, усиленной всемирной пандемией, будет направлена на усиление поддержки прорывных научных исследований и креативных технологических знаний на основе универсального принципа эмерджентности, приводящего к порядку из хаоса.

Редакция

СОВРЕМЕННЫЕ ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВТОТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ



Вадим Константинович Азаров, к.т.н., ведущий экономист ПАО "Татнефть"

Андрей Владимирович Васильев, к.т.н., директор НИ Центра технической экспертизы ГНЦ РФ ФГУП "НАМИ"

Вадим Федорович Кутенёв, д.т.н., председатель Экспертного совета ГНЦ РФ ФГУП "НАМИ", Заслуженный деятель науки РФ

В статье представлены результаты российских исследований, доказывающие, что загрязнение городов в настоящее время определяется не только вредными веществами и твёрдыми частицами, выделяемые с отработавшими газами автотранспортных средств, которые за 50-летний период совершенствования автомобильных двигателей уже снижены почти на 80 % (что полностью соответствует требованиям Правил ООН).

В этих исследованиях проведён сравнительный анализ выбросов твёрдых частиц менее 10 микрон от разных источников при эксплуатации автомобилей в Москве. Выявлено, что в среднем с отработавшими газами в окружающую среду попадает только 28 % таких частиц, а от износа дорожного полотна - 61%; остальной вклад принадлежит износу шин - 9 % и тормозным системам - 2 %.

The article presents the results of Russian studies proving that urban pollution is currently determined not only by harmful substances and solid particles emitted from exhaust gases of motor vehicles, which have already been reduced by almost 80% over the 50-year period of improvement of automobile engines (which fully complies with the requirements of UN Regulations). In these studies, a comparative analysis of solid particle emissions of less than 10 micrometers from different sources during the operation of cars in Moscow was carried out. It was revealed that, on average, only 28% of such particles enter the environment with exhaust gases, and 61% from roadway wear; the rest of the contribution belongs to tire wear - 9% and brake systems - 2%.

Ключевые слова: Загрязнение атмосферы городов, твердые частицы, вредные канцерогенные вещества, автотранспортные средства.

Keywords: Urban air pollution, solid particles, harmful carcinogenic substances, motor vehicles.

Экология и здоровье

Всемирной организацией здравоохранения (ВОЗ) была приведена информация о повышении концентрации твёрдых частиц (ТЧ), загрязняющих воздушное пространство по регионам и континентам нашей планеты из-за потребления угля и нефти промышленностью и эксплуатации транспорта (рис. 1) [1, 2].

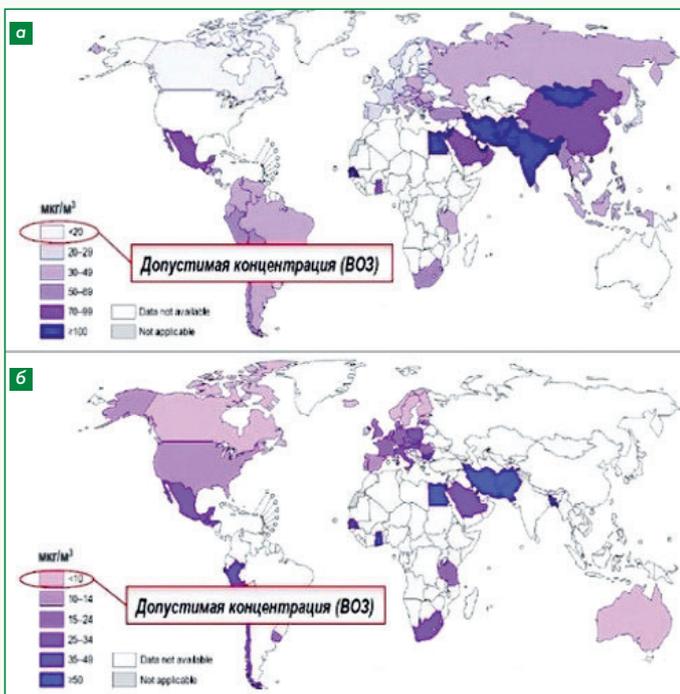


Рис. 1 Среднегодовые концентрации ТЧ в воздушной среде нашей планеты: а - менее 2,5 мкг, б - менее 10 мкг

Одновременно ВОЗ особо обращает внимание на то, что по этой причине каждый год более 7 миллионов человек умирает, находясь в загрязненной атмосфере, содержащей ТЧ размером менее 10 микрон, способных проникать глубоко в лёгкие и сердечно-сосудистую систему, что приводит к заболеваниям ра-

ком лёгких, инсульта, болезням сердечно-сосудистой системы и пневмонии [1, 2].

Эта современная проблема загрязнения воздушной среды крупных городов, подтверждённая в ходе и российских исследований, пока не обсуждается в мировой печати, на радио, телевидении и IT-пространстве так масштабно, как опасность от различных штаммов коронавируса.

На основе этой сложившейся глобальной проблемы страны Европейского экономического союза (ЕС) согласовали проект "Европейский зелёный курс", программу экономических реформ, нацеленную на борьбу с изменением климата и улучшение экологической обстановки. Европейская комиссия приняла 14 июля 2021 г. пакет предложений, направленных на то, чтобы сделать климатическую, энергетическую, землеустроительную, транспортную и налоговую политику ЕС пригодной для сокращения выбросов парниковых газов как минимум на 55 % к 2030 году по сравнению с уровнем 1990 года. В основных целях стоит задача полной декарбонизации (нулевой баланс выбросов оксида углерода CO₂) - к 2050 г. [3].

В текущий период времени мировым сообществом планируется серьёзный пересмотр технологий производства для снижения карбонизации мировой экономики. Отказ от получения энергии из углеводородного сырья является главной целью реформ. Согласно плану, с применением углеводородов будет вестись жесткая борьба. Финансирование строительства новых угольных электростанций будет запрещено. Кроме того, будут ликвидированы все субсидии на углеводородное топливо, а инвестиции в добычу нефти и газа планируются ограничить международными правилами [3].

Можно показать эффективность комплексных работ производителей автотранспортных средств (АТС) по снижению расхода топлива на примере легковых автомобилей в период с 1970 года по настоящее время, в соответствии с которыми расход топлива был снижен в среднем с 12,0 л/100 км до 5,0 л/100 км, т.е. более чем в два раза. А это означает существенное снижение выброса парниковых газов (CO₂), а также выбросов особо опасных твердых частиц. На рис. 2 приведена суммарная эффективность от снижения эколого-экономического ущерба в соответствии с требова-

ниями Правил ООН № 49 и № 83 на выброс вредных веществ (ВВ) с отработавшими газами (ОГ) легковыми и грузовыми автомобилями [4, 5].

Напомним, что уже более 100 лет проблема вредности твердых частиц, несущих на себе канцерогенные вещества в отработавших газах автомобильных двигателей, и проблема профилактики раковых заболеваний населения нашей планеты существует давно, но количество заболеваний не только не снижается, но и растёт. В одной из работ [6] было акцентировано внимание на то, что с 1925 г. по 1950 г. в ряде стран наблюдался резкий рост заболеваемости раком легких. Быстрее всего (рис. 3) это произошло в Англии, занявшей первое место в мире по частоте рака легких, когда смертность от этой болезни с 1900 г. по 1953 г. выросла в 43 раза. Учащение рака легких наблюдается также в США, Дании, Германии, Австрии, Финляндии, Норвегии, Канаде, Австралии, Индии и других странах [6]. В этот же период смертность от рака легких в СССР увеличилась в три раза [7].

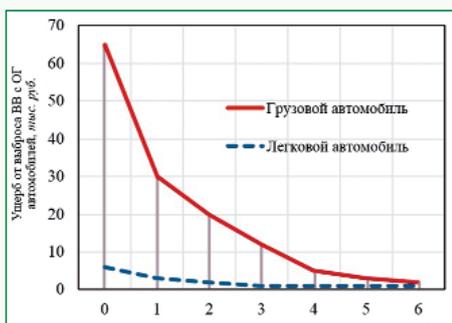


Рис. 2 Снижение экономического ущерба от выброса ВВ и ТЧ с ОГ автомобилей (0, 1 - 6 - нормы от Евро-0 до Евро-6 Правил ООН)

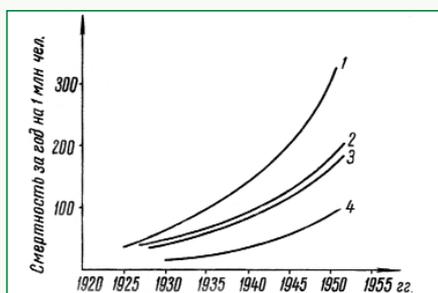


Рис. 3 Смертности от рака легких (по Доллу): 1 - Англия (Шотландия); 2 - Голландия (Швейцария); 3 - США (Дания); 4 - Норвегия

Следует особо отметить, что эти серьезные показатели относятся к периоду до 1950 г. Начиная с 1950 г. количество автомобилей стало удваиваться каждые 10 лет. В период с 1970 г. произошёл резкий рост мирового парка АТС с 250 млн до 1,2 млрд к настоящему времени. С ростом промышленности и автотранспорта рак легких занимает все более заметное место среди других видов злокачественных опухолей. Так, если в 1890 г. рак легкого занимал 14-е место, в 1924 г. - 9-е место, а в 1930 г. - 3-е место, то в 1981 г. второе место (после опухолей желудочно-кишечного тракта) [8].

В шестидесятых годах прошлого столетия вопрос с загрязнением атмосферы отработавшими газами, в то время видимыми и химически осаждаемыми в городах экономического развитых стран, достиг критического состояния (рис. 4).

Так, в Лос-Анджелесе, штат Калифорния (США) в 1959 г. был принят стандарт, ограничивающий выбросы углекислого газа и углеводородов. Этот стандарт был принят в США только в 1963 г.

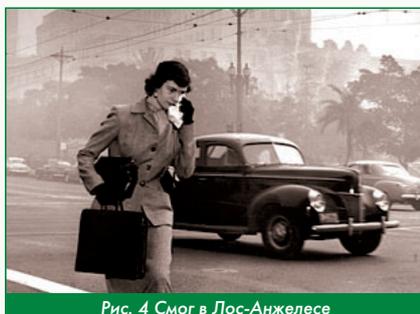


Рис. 4 Смог в Лос-Анджелесе

В отличие от США европейские страны находятся на сравнительно небольшой территории, они практически чуть раньше столкнулись с такой же проблемой, как в Лос-Анджелесе. В 1952 г. подкомитет по автомобильному транспорту (Комитета по внутреннему транспорту) Европейской экономической комиссии (ЕЭК) ООН образовал Рабочую группу экспертов по конструкции транспортных средств (WP-29), которая и занималась разработкой стандартов с требованиями по безопасности и экологии транспортных средств.

При разработке стандартов использовался опыт США, однако в 1971 г. некоторые методы, применяемые в США, были отвергнуты на VII Международной сессии рабочей группы по загрязнению и экономии энергии GRPE WP-29 КВТ ЕЭК ООН. Дело в том, что по одному из предложенных американцами методов картерные газы возвращались обратно в двигатель без их фильтрации, что приводило к весьма большому выбросу канцерогенного вещества - бенз(а)пирена - от 25 до 200 раз [8, 9]. Этот факт был выявлен в ходе проведенных в СССР исследований концентрации канцерогенных веществ, содержащихся как в отработавших, так и в картерных газах.

В дополнение исследований ВОЗ [1, 2] по глобальному загрязнению воздуха в 2012-2014 годах во ФГУП НАМИ выполнены исследования по определению количества опасных твердых частиц в воздухе над проезжей частью дорог и в салонах автомобилей при движении в плотных городских транспортных потоках (рис. 5) [10].

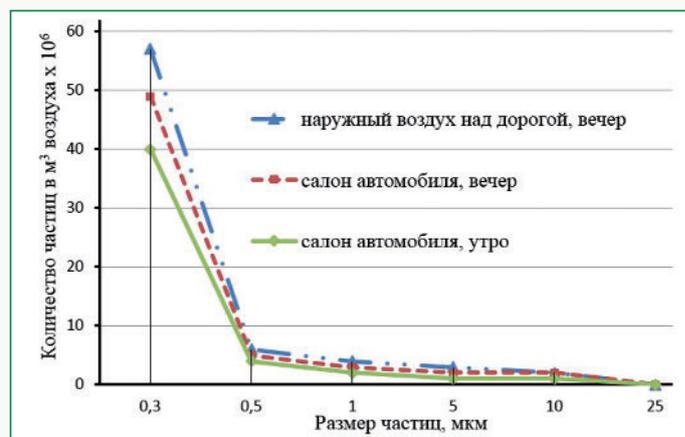


Рис. 5 Зависимость содержания твердых частиц в наружном воздухе и салоне автомобиля от их размера

Главным выводом из этих исследований стало то, что применяемые сегодня фильтры очистки воздуха, поступающего в салон легкового автомобиля, недостаточно эффективны, и требуется существенная их доработка для гарантированного улавливания ТЧ размером менее 1 микрона. А у пассажиров общественного транспорта нет вообще никаких фильтров (кроме фильтров в системе кондиционирования).

Весьма важные данные были представлены на последующих сессиях GRPE WP-29 КВТ ЕЭК ООН Ассоциацией Европейских производителей шин (ETRMA), где приведены (табл. 1) результаты химических анализов ТЧ на содержание в них различных полициклических ароматических углеводородов (ПАУ), содержащих канцерогенные вещества, вызывающие раковые заболевания человека.

Таблица 1

Химическое вещество	Дорожные частицы (RP)	Частицы от износа шин (TWP)	Частицы протекторов (TP)
Аценафтен	4,08	0,04	0,13
Фенантрен	53,4	1,66	1,21
Пирен	54,84	4,77	0,06
Антрацен	7,36	0,1	0,11
Бензоантрацен	38,65	0,18	2,87
Бенз(а)пирен	12,51	0,28	N.D.
Бензо(к)флуорантен	7,4	0,02	0,92
Хризен	17,72	0,36	2,95
Дибензо(а,б)антрацен	2,56	0,1	0,87
Флуорантен	82,13	0,98	1,62
Индено-1,2,3(с,д) пирен	5,36	0,21	N.D.

Значения выражены в частях на миллион (ppm) в смеси частиц, отобранных за движущимся автомобилем

Перечисленные в данном списке ПАУ, встречающиеся в окружающей среде, Международное агентство по изучению рака (IARC) считает канцерогенными, способными вызывать раковые заболевания у человека.

На рис. 6 приведены усредненные результаты российских исследований по фактическому состоянию в прошлом (с 2000 г.) и

дан прогноз на период до 2030 г. выбросов опасных ТЧ с отработавшими газами (ОГ) двигателей и от других систем автомобилей (тормозные системы, шины), а также от износа асфальто-гравийного дорожного полотна в сравнении с нормативными требованиями Правил ООН на выбросы ТЧ с ОГ и ростом автопарка Российской Федерации [4, 5, 11, 12].

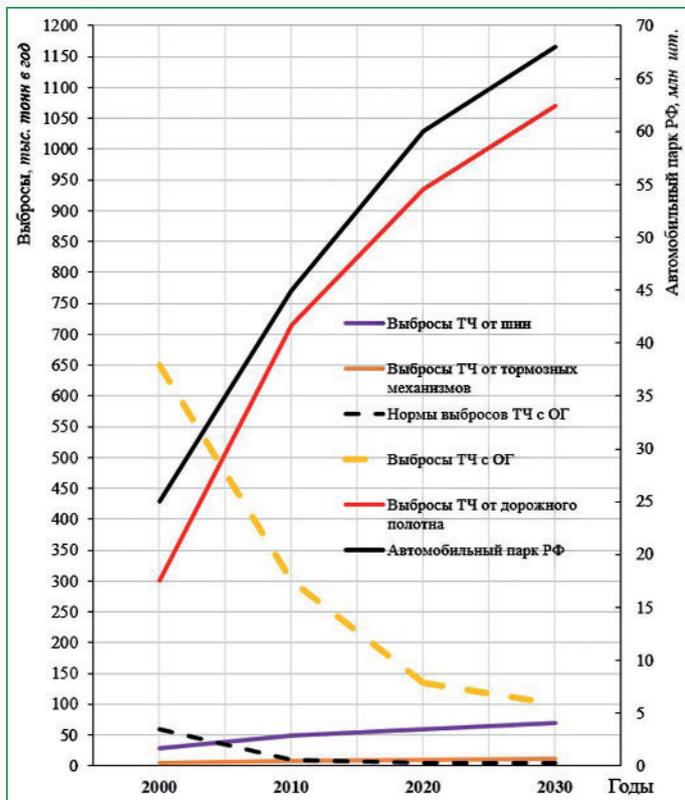


Рис. 6 Изменение и прогноз ежегодных выбросов твердых частиц от износа шин, тормозных механизмов и асфальто-гравийного дорожного полотна в РФ в сравнении с автомобильным парком, реальными выбросами ТЧ с отработавшими газами и нормативами ООН

На основании материалов, полученных в ходе проведенных в Российской Федерации комплексных исследований, сформирован обобщенный вывод о том, что в 2020 году процентное соотношение выбросов в городских условиях особо опасных ТЧ от 2,5 до 10 микрон составило: от тормозных систем - 1,5%; от шин - 5%; с ОГ - 12%; а от асфальто-гравийного полотна - 81,5% (рис. 6)!

Исследования российских учёных по изучению выбросов ТЧ от износа асфальто-гравийного дорожного полотна и шин при эксплуатации автотранспорта в Российской Федерации получили своеобразную поддержку от коллег из Великобритании, которые в 2018 году в докладе на WP-29 привели результаты своих исследований о зависимости этих выбросов от процентного содержания гравия в составе асфальто-гравийного дорожного полотна. Согласно этим исследованиям, выбросы ТЧ от дорожного полотна при 60-процентном содержании гравия в 1,6 раза меньше, чем при его 30-процентном содержании. Одновременно с этим растёт, по вполне понятным причинам, выброс от износа шин.

И чем больше будет в автопарке электромобилей и автомобилей на водородном топливе, тем меньше будет выбросов ТЧ с отработавшими газами ДВС, но вместе с ростом общей численности машин неизбежен рост выбросов от износа шин и, особенно, от износа дорожного полотна. Тем самым ещё явственнее становится глобальный экологический парадокс между промышленностью, транспортом и природной средой, особенно в крупных городах, который в текущий период времени достиг критических масштабов как по своему уровню (напомним, средняя оценка - 8 млн чел. ежегодно), так и по стремительности его возрастания, значительно превосходя рост числа ежегодное погибающих людей от пандемии COVID-19 (2020 г. - 1,8 млн, 2021 г. - 3,5 млн, 2022 г. - ожидается около 1,4 млн чел.).

Тем не менее, специалисты ВОЗ, отмечая успехи науки и промышленности в деле снижения выбросов ТЧ с ОГ, до сих пор не обращают должного внимания на взаимосвязь заболеваемости раком от выбросов твердых частиц, полученных в ходе эксплуатации автотранспортных средств (АТС) из-за износа шин и, особенно, асфальто-гравийного дорожного полотна [4, 5, 11, 12]. Следовательно, нет корректировки нормативных требований Правил ООН на выбросы ТЧ от износа асфальто-дорожного полотна и шин и, соответственно, пока даже не предусматривается выделение необходимых средств для устранения угрозы загрязнения воздуха городов и мегаполисов по этой причине. Помимо человеческих потерь данная проблема наносит громадный ущерб мировой экономике.

Ущерб экономике от плохой экологии

Для определения величины экономического ущерба от гибели людей по причине загрязнения атмосферы ТЧ, воспользуемся некоторой схожестью с оценкой стоимости жизни человека. В разных государствах стоимость человеческой жизни (стоимость среднестатистической жизни, ССЖ) - это условная расчётная экономическая величина, для определения которой применяются различные методики и показатели. Наиболее объективная оценка осуществляется на основе среднедушевого внутреннего валового продукта (ВВП) [13, 14, 15].

Соответственно, недополученный в результате преждевременной смерти человека его вклад в валовый ВВП - это и есть стоимость жизни. Проведенный анализ различных законодательств показал, что закреплённая в нормативных актах общая стоимость человеческой жизни в мире в целом составляет порядка \$4,7 млн [13, 14, 15].

В последние годы ВОЗ и многочисленные международные группы ученых дают несколько разные оценки о ежегодном количестве преждевременных смертей от болезней, вызванных наличием вредных примесей в атмосфере: от 7 до 9 млн человек. Но их оценки по увеличению числа смертей в период с 2015 по 2019 год практически совпадают - порядка 8% (около 1,7% ежегодно).

В таком случае мировой ущерб от гибели 8 млн человек (по данным ВОЗ) в 2016 году при стоимости жизни человека \$4,7 млн, составил около \$37,6 триллионов ($37,6 \cdot 10^{12}$).

Причём было отмечено, что в странах со сравнительно хорошим качеством воздуха, благодаря постоянно предпринимаемым мерам во всех отраслях промышленности, заметного снижения смертей от воздействия ТЧ в последние 30 лет уже не наблюдалось. Виною тому, главным образом, рост выбросов ТЧ от износа дорожного полотна, пропорциональный росту количества автотранспорта. Так в период с 2016 г. по 2021 г. отмечено увеличение выбросов ТЧ от износа дорожного полотна с 770 до 950 тысяч тонн, то есть более чем на 20%.

Опять же по данным ВОЗ, в 2016 году только от загрязнения атмосферы твёрдыми частицами погиб 4,2 млн человек, что при стоимости жизни человека \$4,7 млн, означает, что нанесённый в том году ущерб мировой экономике по этой причине составил около \$20 триллионов ($20 \cdot 10^{12}$).

Можно предположить (ВОЗ на момент написания статьи данных не привела), что в 2021 году только из-за роста выбросов ТЧ от асфальта-дорожного полотна на 20% (в сравнении с 2016 г.) погиб 5,0 млн чел., а ущерб мировой экономике по этой причине составил \$23,5 триллиона ($23,5 \cdot 10^{12}$).

В Российской Федерации живёт порядка 150 млн чел., что составляет около 2% от общей численности людей в мире. Поэтому ежегодный ущерб экономике России от всех выбросов в атмосферу можно оценить в \$0,47 триллиона ($0,47 \cdot 10^{12}$).

И это только прямые потери без учёта затрат на лечение, социальные потери из-за получения инвалидности и т.д. и т.п.

Вывод

Исходя из анализа состава твёрдых частиц, попадающих в воздушную среду в районе автомобильных дорог и возникающих по этой причине болезней, возникает необходимость активизации обсуждения национальными и международными законодателями

следующих проблемных вопросов:

I. В существующей в настоящее время ситуации с загрязнением атмосферы городов вредными ТЧ необходимо инициировать и спонсировать правительствам ведущих стран серьёзные научно-исследовательские разработки по уменьшению содержания опасных для человека вредных веществ в материалах, используемых при производстве шин и дорожного полотна, а международному сообществу разрабатывать соответствующие нормативные требования.

II. Производителям шин и дорожно-строительным службам не-

обходимо пересматривать существующую технологию производства изготовления шин и дорожного полотна, опираясь на потенциал ведущих перспективных научных разработок по новым материалам и технологиям для устранения канцерогенных веществ при существующем сегодня их производстве.

III. Современная ситуация с загрязнением атмосферы, особенно в городских условиях, где проживает основная масса человечества, требует незамедлительного активного внимания к этой проблеме со стороны Всемирной организации здравоохранения и Организации Объединенных Наций и скорейшего её решения. **П**

Литература

1. Всемирная организация здравоохранения, 2014 <https://www.who.int/publications/list/2014/ru/>
2. <https://www.who.int/ru/news-room/detail/02-05-2018-9-out-of-10-people-worldwide-breathe-polluted-air-but-more-countries-are-taking-action>.
3. Общественно деловой журнал "Энергетическая политика", №7 (161), 2021 г.
4. В.К. Азаров. Разработка комплексной методики исследований и оценки экологической безопасности автомобилей: Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. М.- 2014. - 135 с.
5. ECE/TRANS/WP.29 Доклады Российской Федерации в период с 2013 по 2020 гг. на сессиях Всемирного форума по разработке требований к конструкции транспортных средств WP-29 КВТ ЕЭК ООН о не выхлопных выбросах твердых частиц в городском атмосферном воздухе от износа шин и дорожного полотна.
6. Doll R. Etiology of lung cancer. In book: "Advances in cancer research", v.3, s.1-50, 1955.
7. Шабад Л.М., Хесина А.Я. "Канцерогенные углеводороды в отработавших газах автомобильных двигателей и проблема профилактики рака". ФНИКТИД, Москва, 1981, с. 43-60.
8. И.Л. Варшавский, Б.Н. Доценко, В.Б. Кляцкин, В.Ф. Кутенев, Е.П. Мосихин, А.Я. Хесина, С.С. Хитрова, Л.М. Шабад. Зависимость величин выброса токсических веществ двигателем внутреннего сгорания с принудительным зажиганием от способа удаления картерных газов // Доклады Академии наук СССР, 1970. Том 196, № 3, с. 654-657.
9. В.Ф. Кутенев, В.Н. Топунов, А.А. Чарыков. Картерные газы и выброс токсичных веществ с отработавшими газами автомобилей // Доклады 2-го симпозиума стран-членов СЭВ и СФРЮ, 1971 г., с. 104-110.
10. В.Ф. Кутенев, А.М. Сайкин, В.К. Азаров. Проблемы создания экологически чистого автомобиля // Автомобильная промышленность, 2013, №10, с.5-7.
11. В.К. Азаров, В.Ф. Кутенев. Об экологической опасности активного использования невозобновляемых ресурсов мировым машиностроительным и автотранспортным комплексом // Экология и промышленность России - М., 2014 - сентябрь, - с. 39-43.
12. В.К. Азаров, А.В. Васильев, В.Ф. Кутенев. О причинах увеличивающегося загрязнения воздушной среды больших городов взвешенными частицами от эксплуатации автотранспортного комплекса // Экология и промышленность, М., 2017 г., т. 21, № 8, с. 44-48.
13. https://www.who.int/violence_injury_safety_status/report/ru/
14. А.Н. Зубец, А.В. Новиков. Численная оценка стоимости человека в России и в мире // Финансы: Теория и практика/FINANCE AND PRACTICE. To 22 № 4 2018.
15. https://imemo.ru/files/File/magazines/Osn_pokaz_ME/2020/FullText2020.Pdf Гиви Мачавариани, "Прогнозирование мировой экономики" МЭМО РАН.

Связь с авторами: Vadimaz123@gmail.com andrei.vasiliev@nami.ru vakutenev@nami.ru

PS. В ВОЗ пришли к выводу, что для $PM_{2.5}$ и PM_{10} нет предельно допустимой концентрации, не влияющей на здоровье, поэтому их относят к наиболее опасным загрязнителям атмосферы.

В своих новых рекомендациях от 2021 года ВОЗ снизила среднегодовой безопасный уровень концентрации в воздухе частиц $PM_{2.5}$ в два раза (с 10 до 5 $мг/м^3$), а частиц PM_{10} - почти в два раза (с 25 до 15 $мг/м^3$). Кроме того, в четыре раза понижен допустимый уровень содержания в воздухе двуоксида азота, которую, в частности, выбрасывают в атмосферу дизельные двигатели.

Но снова на выбросы твердых частиц от износа асфальто-гравийного дорожного полотна и шин никакого внимания.



ИНФОРМАЦИЯ. Гибридная силовая установка от АО "ОДК-Климов"

Гибридная силовая установка (ГСУ), сочетающая возможности газотурбинного двигателя и электродвигателя, потенциально сможет применяться в лёгких летательных аппаратах, в том числе беспилотных. Главным разработчиком является входящая в Ростех компания "ОДК-Климов" Объединенной двигателестроительной корпорации. Макет ГСУ представлялся на салоне МАКС-2021 и на выставке HeliRussia-2022.

АО "ОДК-Климов" с привлечением организаций-партнеров начало изготовление аккумуляторной батареи, электрических машин, газотурбинного привода, блоков силовой электроники и управления ГСУ.

"Полностью завершен этап разработки конструкторской документации демонстратора ГСУ мощностью 150 кВт, сформиро-

ван состав кооперации, предприятия приступили к изготовлению элементов и составных частей. До конца этого года демонстратор должен быть собран и испытан", - рассказал В.А. Елисеев, генеральный конструктор АО "ОДК-Климов".

После проведения автономных испытаний изготовленных элементов ГСУ во второй половине 2022 года планируется сборка, отработка взаимодействия систем и испытания демонстратора с целью подтверждения характеристик и принятых технических решений. С учетом полученных результатов испытаний в 2023 году на базе двигателя ВК-650В будет создан демонстратор ГСУ мощностью 500 кВт.

Потенциальными объектами применения ГСУ станут лёгкие многоцелевые верто-

лёты, БПЛА взлетной массой 2...8 т, самолёты местных воздушных линий, аэротакси, бизнес-авиация, летательные аппараты вертикального взлета и посадки. **П**



АКАДЕМИК В.П. ГЛУШКО - НАЧАЛЬНИК И ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР ОКБ-456 (КБ ЭНЕРГОМАШ), ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР НПО "ЭНЕРГИЯ"

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

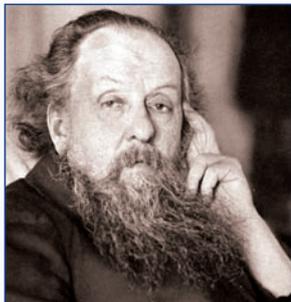
Вячеслав Фёдорович Рахманин
Владимир Сергеевич Судаков

Валентин Петрович Глушко вошел в историю отечественной ракетно-космической техники в качестве основоположника ракетного двигателестроения. Его теоретический и практический вклад получил заслуженные оценки: он был избран действительным членом АН СССР, ему дважды присваивалось звание Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской премии и дважды лауреата Государственной премии СССР, он был награжден пятью орденами Ленина, Золотой медалью им. К.Э. Циолковского АН СССР, избирался почетным гражданином городов Казани, Калуги, Байконура, Одессы, Приморска, Химок, Элисты, его имя носят улицы и проспекты многих городов России и Украины.

В.П. Глушко практически с подросткового возраста, после прочтения произведений фантаста Жюль Верна, книг популяризатора наук Я.И. Перельмана, а затем научных работ К.Э. Циолковского, определил цель своей жизни. Об этом он написал в своём письме к К.Э. Циолковскому в 1924 г. в возрасте 16 лет: "Относительно того, насколько я интересуюсь межпланетными сообщениями, я Вам скажу только то, что это является моим идеалом и целью моей жизни, которую я хочу посвятить для этого великого дела". И этому обещанию он посвятил всю свою последующую жизнь.

Жизненные пути Глушко к достижению его юношеской мечты,

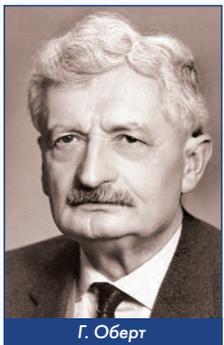
которая постепенно превратилась в цель его существования, пролегли через расширенное изучение школьной программы по физике, химии, механике и последующее обучение на физическом отделении ЛГУ. И в студенческие годы Глушко продолжал самосовершенствоваться путём чтения научной литературы по ракетно-космической технике Р. Годдарда, Г. Оберта, В. Гоманна и, конечно же, К.Э. Циолковского.



К.Э. Циолковский



Р. Годдард



Г. Оберт



В. Гоманн

Многолетнее увлечение Глушко вопросами космических полётов реализовалось в выборе им темы дипломного проекта: создание "Гелиоракетоплана" - космического корабля с электротермическими ракетными двигателями, питающимися от солнечных батарей. Техническая идея и предлагаемая конструкция двигателей заинтересовала и получила поддержку у видных научно-



Модель "Гелиоракетоплана"

технических специалистов того времени и по их рекомендации для практического воплощения проекта Глушко 15 мая 1929 г. был зачислен в штат ленинградской Газодинамической лаборатории (ГДЛ). В истории отечественного жидкостного ракетостроения этот день принято считать днём образования ныне всемирно известного АО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко".



Кабинет В.П. Глушко в ГДЛ (реконструкция)

Однако создание космического корабля с электротермическими двигателями опережало научно-технические и технологические возможности того времени и, на практике убедившись в этом, Глушко взялся за разработку изложенной в трудах Циолковского ракеты с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД).

В отличие от практически всех других отечественных и зарубежных энтузиастов ракетостроения того времени, начинающих свою работу с изготовления летающей ракеты с ЖРД по собственному проекту, Глушко, прежде чем приступить к работам в новой для него области создания жидкостных ракет, провел анализ предстоящим работам и определил, что главной трудностью будет создание работоспособного ЖРД. Этот вывод стал основанием для последующего проведения им научно-исследовательских работ, включающих на первом этапе их проведения опытное определение оптимального химического топлива, подбора конструкционных материалов и теплозащитных покрытий, выявление работоспособных конструкторских элементов двигателя, определение эффективного профиля сопла и т.д.

Творческий подход к организации работ, а также имеющиеся глубокие теоретические знания, полученные как в процессе изучения фундаментальных и прикладных наук, так и при чтении научно-популярной литературы позволили Глушко быстро выдвинуться в число ведущих специалистов ГДЛ и возглавить работы по жидкостной тематике. Под его руководством группа конструкторов-исследователей разрабатывала конструкцию модельно-лабораторных установок, получивших общее наименование "опытный ракетный мотор" (ОРМ) с добавлением очередного номера. Каждый последующий вариант ОРМ приближался по конструкции к ЖРД. Разработанные в 1933 г. ОРМ-50 и ОРМ-52 прошли официальные коммиссионные стендовые огневые испытания и были признаны пригодными для работы в составе летательных аппаратов.

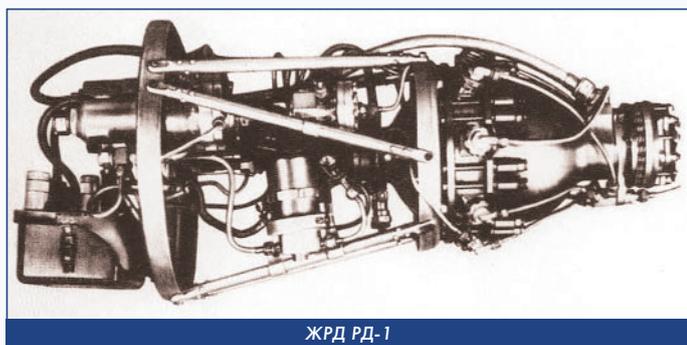
Кроме работ по созданию ЖРД, Глушко в ГДЛ возглавлял разработку жидкостных ракет - "ракетных летательных аппаратов" (РЛА). По этой тематике им в 1932 г. был предложен проект РЛА-100 - жидкостной ракеты для доставки полезного груза массой 20 кг на высоту 100 км.

Однако реализовать этот грандиозный для того времени проект не удалось. Во второй половине 1933 г. в отечественном ракетостроении произошли события, оказавшие влияние как на дальнейшую организацию работ по реактивной технике, так и на выбор профессиональной деятельности работниками этой отрасли.

31 октября 1933 г. вышло постановление Совета Труда и Оборона об организации государственного Реактивного научно-исследовательского института (РНИИ) путем объединения ленинградской ГДЛ и московской ГИРД. В связи с тем, что в структурной схеме института разработка жидкостных ракет и ЖРД предусматривалась в различных подразделениях, а Глушко в ГДЛ объединял обе эти тематики, ему предстояло определиться с будущим направлением своих работ. Об этом знаковым моменте в его жизни он так вспоминал в "Автобиографическом очерке": "Нужно было выбирать, и я выбрал то, с чего начинается ракетная техника, что лежит в её основе, определяет ее возможности и лицо - ракетное двигателестроение".

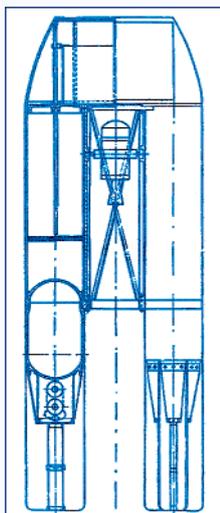
Практически механическое объединение двух творческих коллективов ГДЛ и ГИРД, исповедующих различные взгляды как на методологию ведения работ, так и на перспективу развития ракетной техники, породило научно-технические разногласия между бывшими работниками ГДЛ и ГИРД, порою перерастающие в личные конфликты. Такие взаимоотношения усугублялись происходящей в те годы в стране шпиономанией и выявляемыми врагов народа. В этой обстановке Глушко, молодой талантливый инженер, не уступающий в научных спорах своим конкурентам, по ложному обвинению во враждебной деятельности 23 марта 1938 г. был арестован и находился под следствием до 15 августа 1939 г., когда был осужден на 8 лет заключения в исправительно-трудовых лагерях.

Однако как специалист в области военной техники, Глушко отбывал наказание в спецтюрьмах 4-го Спецотдела НКВД СССР при авиационном моторостроительном заводе № 82 в Тушино, а с 1940 г. - при авиамоторном заводе № 27 (впоследствии № 16) в Казани. В этой спецтюрьме в начале 1942 г. было организовано КБ, которое состояло из заключённых инженеров во главе с главным конструктором В.П. Глушко. Порученная КБ работа - создание ЖРД РД-1 для установки на боевые самолеты для ускорения полета - была успешно выполнена и по представлению руководства НКВД СССР и согласия И.В. Сталина Президиум Верховного Совета СССР 27 июля 1944 г. принял решение о досрочном освобождении из заключения В.П. Глушко и ряда его ближайших сотрудников со снятием судимости.



ЖРД РД-1

Получив освобождение, бывшие заключённые во главе с Глушко продолжили работы по созданию ЖРД типа РД-1 для



Проект ракеты РЛА-100

авиации. Однако с появлением воздушно-реактивных двигателей тематика применения ЖРД в авиации была закрыта.

После окончания Великой Отечественной войны В.П. Глушко вместе со многими ведущими специалистами различных технических наркоматов был командирован в Германию для изучения трофейной техники. В Германии Глушко находился с перерывами с июля 1945 г. по ноябрь 1946 г., где в начале в составе Особой правительственной комиссии генерала Л.М. Гайдукова, а затем в должности начальника отдела ЖРД Управления Уполномоченного Спецкомитета при СМ СССР в Германии руководил изучением немецкой ракетной техники, отдавая предпочтение знакомству с особенностями двигателя ракеты дальнего действия А-4 (Фау-2).

Оценивая работу Глушко во время командировки в Германии, Специальная аттестационная комиссия рекомендовала назначить В.П. Глушко "Главным конструктором по ЖРД дальнебойных ракет". Аналогичное предложение о своём дальнейшем использовании Глушко изложил в докладной записке от 31 мая 1946 г. в адрес председателя правительственной комиссии Д.Ф. Устинова.

Рекомендации комиссии и пожелание Глушко были учтены, и он 3 июля 1946 г. приказом министра МАП был назначен главным конструктором ОКБ-456 (Химки) для воспроизводства и дальнейшего развития ЖРД типа двигателя ракеты А-4. В этой должности он работал до середины мая 1974 г., когда был назначен Генеральным конструктором НПО "Энергия" (г. Королёв).



В.П. Глушко в Германии



Панорама завода № 456 в 1947 г.

С 1948 г. по 1974 г. под руководством Глушко были разработаны и сданы в эксплуатацию высокоэффективные ЖРД, установленные на 19 боевых ракетах, причём на семи из них на I и II ступенях, и на 15 космических ракетах, из них на девяти на I и II ступенях.

К впечатляющему количеству разработанных двигателей следует добавить, что практически каждый последующий двигатель отличался от предыдущего усовершенствованными техническими характеристиками, более высокой надежностью, увеличенными гарантийными сроками эксплуатации.

А сколько ещё не реализованных замыслов, несостоявшихся проектов, отвергнутых предложений... Отдельно следует упомянуть единственный в мире, неповторимый фторо-аммиачный двигатель, прошедший все стадии наземной отработки, но не нашедшей применения для лётной эксплуатации.

Апофеозом творческого подвига В.П. Глушко стала разработка до сих пор не превзойденной по мощности ракеты-носителя "Энергия", которая при первом же лётном испытании 15 мая 1987 г. и повторном запуске 15 ноября 1988 г. в составе универсальной многоразовой системы "Энергия-Буран" успешно продемонстрировала соответствие всем тактико-техническим требованиям.

Создание РН "Энергия" для В.П. Глушко стало не только выдающимся научно-техническим достижением, но и творчес-



Фторо-аммиачный ЖРД РД-301

кой победой в его споре с группой академиков и высокопоставленных чиновников, уверявших научно-техническую общественность в теоретической невозможности создания предложенных Глушко двигателей для этой ракеты.

К сожалению, сложилось так, что триумфальное начало новой космической программы стало ее драматическим концом. Но в то же время положительные результаты первых же двух летних испытаний РН "Энергия" однозначно засвидетельствовали, что В.П. Глушко как научно-технический идеолог проекта и Генеральный конструктор РН "Энергия", отстаивавший в жестоких научно-технических спорах правомерность предложенной им конструкции и методики отработки самой мощной в мире ракеты-носителя, заслуженно входит в первую тройку выдающихся конструкторов космического двадцатого века. Назовём их фамилии по алфавиту: В. фон Браун, В.П. Глушко, С.П. Королёв.



РН "Энергия" с экспериментальным КА "Полюс"

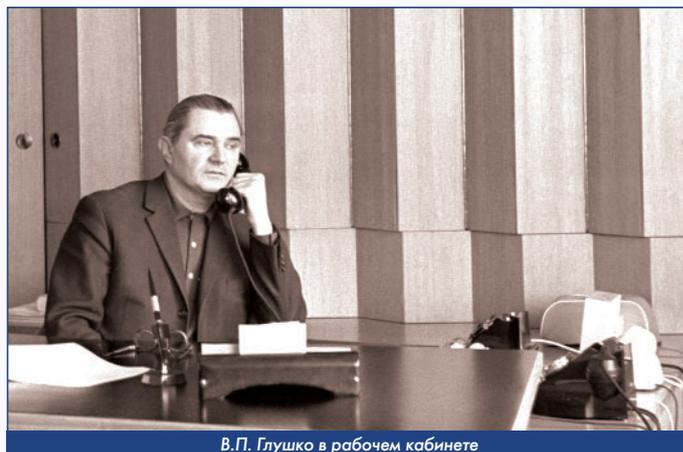
В.П. Глушко прожил долгую, временами трудную, но в целом счастливую жизнь. Он успешно преодолел крутые повороты в своей жизни, ощутил восторг звёздных взлетов и горечь драматических утрат. Он многого достиг благодаря своей врожденной одаренности, включая не только выдающиеся интеллектуальные способности, но и такие черты характера как целеустремленность, упорство, переходящее порою в упрямство для достижения цели, честолюбие как мотивированность для решения поставленной задачи, стремление к самосовершенствованию, способность успешно воспринимать положительный опыт выдающихся исследователей науки, а также умение сплотить вокруг своих научных идей единомышленников и вдохновить их на осуществление еще никому не известных научно-технических достижений.

Последние из указанных черт характера он приобрёл благодаря опыту работы с января 1942 г. главным конструктором ЖРД в казанской спецтюрьме ОКБ-16. Все предшествующие годы работы в ГДЛ и РНИИ Глушко, хотя и был техническим лидером в выполняемом им направлении работ, но работал в тесном общении с инженерным составом, имеющим опыт работы в ракетной технике. В ОКБ-16 ему пришлось самостоятельно руководить людьми, не имеющими знаний и опыта создания ракетной техники. В этих обстоятельствах Глушко на собственном опыте убедился в справедливости народной мудрости: "Один в поле не воин" и осознал значимость коллективного труда, включая его интеллектуальную часть, и в своей последующей руководящей деятельности всегда опирался на "коллективный разум".

Постоянные, в течение многих лет, успехи в создании ЖРД коллективом ОКБ под руководством Глушко связаны с выполнением ряда неписанных правил.

К первому из них следует отнести наличие творческого актива, своеобразной научно-технической элиты КБ, составляющей ближний круг главного конструктора. В него входили заместители главного конструктора по направлениям работ, начальники конструкторских, расчётно-аналитического и лётного отделов, ведущие конструкторы по изготавливаемым и разрабатываемым двигателям, а также начальники тематических бригад и отдельные специалисты расчётно-аналитического отдела. Кроме плановых работ они выполняли личные поручения Глушко по проведению расчётных оценок перспективных проектов.

Члены ближайшего круга подбирались путем естественного отбора из числа инициативных инженеров, склонных к творческой



В.П. Глушко в рабочем кабинете

работе, являющихся техническими лидерами в своих коллективах, имеющие опыт практической работы и хорошую теоретическую подготовку.

Эта группа руководящих работников пользовалась доверием главного конструктора, они имели право в рамках своей компетенции самостоятельно принимать технические или организационные решения. Результаты таких решений бывали разные, случались и ошибочные. В таких случаях Глушко на специально проводимом совещании выяснял причины принятия ошибочного решения. И если допущенная ошибка была следствием творческого поиска или выходила за пределы имеющегося опыта проведения аналогичных работ, Глушко предлагал автору ошибочного решения более внимательно относиться к своим обязанностям, при этом называл неудачника коллега. Это вполне безобидное слово у Глушко приобретало иронический смысл, все понимали, что оно используется вместо более подходящего в этом случае "крепкого" выражения из области "производственной" терминологии или уличной лексики.

Если же выяснялось, что ошибка являлась следствием нерадивости, неорганизованности, технической безграмотности, желания отличиться - виновный получал по заслугам. Бывали случаи, когда виновник пытался уклониться от персональной ответственности за совершенную ошибку путем обмана и подтасовки фактов. В таких случаях Глушко был беспощаден. Он не опускался до употребления уличной брани, а глядя в упор на проштрафившегося негромким голосом произносил казалось бы безобидную фразу: "С вами невозможно работать". Но эта фраза-приговор оказывала на виновного сильное воздействие, т.к. означала, что он выпадает из круга доверенных лиц и впредь Глушко не будет с ним контактировать.

Вторым фактором, обеспечивающим устойчивость успешной работы ОКБ Глушко, следует признать организацию оценки творческой работы и формы принятия технических решений. В ОКБ была выстроена вертикальная система коллективного обсуждения индивидуального конструкторского труда. Каждый разработанный вариант конструкции проходил последовательное ступенчатое обсуждение в группе, секторе, отделе, рассматривался у заместителя главного конструктора. Завершающим этапом было совещание у Главного конструктора.

Надо отметить, что совещания у Глушко составляли важную часть производственного процесса, к ним готовились серьезно, заместитель Главного конструктора заранее согласовывал с Глушко тему и время проведения совещания, он же определял состав участников. О дате, времени и теме совещания его участников информировал секретарь Главного конструктора.

Совещания имели следующие разновидности:

- плановое совещание по итогам разработки конструкции агрегатов и двигателя в целом;
- совещание для решения технических вопросов, возникших в процессе изготовления, доводки и летных испытаний двигателя;
- информационное совещание, проводимое по инициативе Глушко.



Книга - источник знаний

Высокая организация жизнедеятельности у Глушко распространилась и на проведение совещаний, которые проходили в строго деловой форме, без отвлечения на посторонние вопросы, в том числе телефонные звонки, исключая "кремлевскую вертушку".

Совещания начинались точно в назначенное время и завершались за несколько минут до начала следующего. Если случалась задержка, то Глушко по телефону через секретаря извинялся перед ожидающими в приемной участниками следующего совещания и просил их подождать несколько минут. В исключительных случаях последующее совещание переносилось на новый срок.

Практически все совещания производственного характера проходили в демократической форме: после основного доклада выступающего по обсуждаемой теме каждый из участников совещания мог изложить свое отношение к обсуждаемому вопросу. Всех выступающих Глушко внимательно слушал, перебивал только в двух случаях: выступающий чрезмерно затягивал свое выступление изложением мелких подробностей или отвлекался от темы совещания. По ходу выступлений вопросы Глушко задавал редко, но в обязательном порядке подытоживал выступление, уточнял сделанное предложение. Возникновение полемики между участниками совещания поощрял, но следил, чтобы в ходе дискуссии использовались научно-технические доводы, не затрагивая личности оппонента.

Было и ещё одно требование к выступающему на совещании - излагать свои мысли на литературном русском языке, не допускать нецензурных выражений. Сам Глушко среди руководящих работников отрасли, включая Главных конструкторов других ОКБ, отличался чистотой русского языка и не позволял себе вульгарных вольностей в этом вопросе. Но не будем его идеализировать. На совещаниях в ОКБ среди своих сотрудников в его речи изредка проскакивали простонародные словечки, имеющие цензурный допуск, а крайне редко в исключительных случаях он срывался на употребление бранных выражений. Такие случаи длительное время были темой обсуждения в курилках КБ как проявление высшей степени проявления возмущения Глушко.

Высокая культура проведения совещаний в ОКБ Глушко имела давние традиции. Она была заложена коллективом заключённых в КБ-2 ОКБ-16, которые в условиях спецтюрьмы оставались интеллигентными высокообразованными специалистами в различных отраслях науки. Сложившаяся форма проведения совещаний сохранилась и после их освобождения и продолжения работы в казанском ОКБ-РД, а затем в ОКБ-456 (КБЭМ) в Химках.

С течением времени коллектив ОКБ под руководством Глушко расширялся, вливались новые молодые инженеры, но творческое звено сложившегося в Казани коллектива: В.П. Глушко, В.А. Витка, Д.Д. Севрук, Г.Н. Лист, А.И. Мужичков, Н.Н. Артамонов, В.Л. Шабранский и ряд других сохранили традиции общения между работниками ОКБ, что в немалой степени способствовало достижению выдающихся результатов в ракетно-космической технике.



А.И. Мужичков

Д.Д. Севрук

Г.Н. Лист

В.А. Витка

После этого отступления в историю работы ОКБ вернёмся к изложению продолжения хода совещания.

Высказываемые по ходу совещания предложения Глушко воспринимал с непроницаемым выражением лица, реагируя, разве лишь, на совсем уж одиозные, которые редко, но случались. Так что предугадать, какому предложению заранее отдаст предпочтение Глушко, не представлялось возможным.

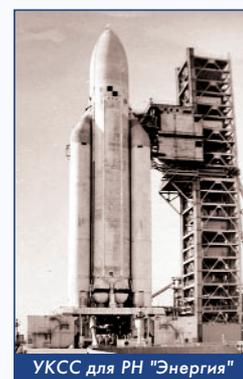
Завершая совещание, Глушко в итоговом выступлении делал подробный анализ всех высказанных предложений и акцентировал внимание на наиболее убедительных в техническом отношении, добавляя к ним собственную аргументацию. Финалом выступления было предложение проекта принимаемого решения. Если у некоторых участников совещания были уточняющие замечания или обоснованные возражения, Глушко дополнительно их обсуждал и или принимал, или разъяснял причины предлагаемого им решения. В процессе разъяснения своей позиции Глушко в доказательство своей правоты приводил достаточно убедительные аргументы; нельзя не учитывать и его авторитет в среде сотрудников КБ. Так что для принятия предлагаемого решения в своём коллективе Глушко не требовалось проявлять упрямство или использовать "административный ресурс". Практически всегда решение в его редакции принималось к исполнению.

Так бывало при обсуждении рядовых производственных вопросов. Однако в случае возникновения принципиальной технической проблемы Глушко в споре с псевдонаучными оппонентами или инакомыслящими чиновниками соответствующего уровня настолько твёрдо отстаивал своё мнение, что многие считали его поведение проявлением упрямства. Впрочем, это так и было. Этой чертой характера он был наделён в достаточной мере и в процессе его многолетней практической деятельности подобные способы ведения споров до победного конца случались неоднократно и, как правило, приводили к успеху.

Так благодаря упрямству Глушко удалось в споре с именитыми оппонентами отстоять оспариваемую размерность тяги двигателей первой ступени РН "Энергия", и соответственно, их количества, а также, вопреки позиции Госплана и Минфина, отстоять решение о строительстве универсального комплексного стенда-старта (УКСС), обеспечившего проведение наземных огневых испытаний всех двигателей РН "Энергия", запускаемых на земле.

Так упрямство при отстаивании принятых технических решений способствовало безаварийности пусков двух РН "Энергия".

Иногда после совещания Глушко делал пометки в своей маленькой карманной записной книжечке о дате и исполнителе принятого решения. Это был его личный контроль исполнительской дисциплины. Исполнитель был обязан без дополнительного согласования в указанный срок доложить о выполнении принятого решения. В случае невозможности выполнения поручения в назначенный срок, исполнитель должен был заранее обосновать необходимость увеличения времени для выполнения работ. Глушко детально, до мельчайших подробностей разбирался в причинах и только убедившись, что исполнителем были предприняты все меры для завершения работы в срок, он соглашался с доводами исполнителя.



(Окончание следует.)

МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

ОТ ГИДРАВЛИКИ ДО ГИПЕРЗВУКА

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

Представлены результаты систематического анализа целенаправленных экспериментальных исследований по проблемам турбулентности и приведено соответствие с уравнением Монжа-Ампера динамики развития волновых и вихревых течений, начиная с ламинарного медленного течения, характерного для гидравлических процессов и заканчивая гиперзвуковыми ламинарными потоками. Показано соответствие дозвуковых, трансзвуковых и сверхзвуковых течений эллиптическим, параболическим и гиперболическим решениям. Описаны переходные процессы газодинамики сплошных сред и преемственность традиционным воззрениям на проблемы пространственной термогазодинамики. Экспериментально и теоретически подтверждается рациональность гипотезы сплошности среды и возможности методами математической физики адекватного описания процессов турбулентности.

The results of a systematic analysis of purposeful experimental studies on turbulence problems are presented and the dynamics of the development of wave and vortex flows, starting with the laminar slow flow characteristic of hydraulic processes and ending with hypersonic laminar flows, are consistent with the Monge-Ampere equation. The correspondence of subsonic, transonic and supersonic flows to elliptical, parabolic and hyperbolic solutions is shown. Transient processes of continuum gas dynamics and continuity of traditional views on the problems of spatial thermogasodynamics are described. The rationality of the continuity hypothesis of the medium and the possibility of an adequate description of turbulence processes by methods of mathematical physics are confirmed experimentally and theoretically.

Ключевые слова: механика сплошных сред, турбулентность, гидравлика, гиперзвуковое течение.

Keywords: continuum mechanics, turbulence, hydraulics, hypersonic flow.

Научная дисциплина "механика сплошных сред" базируется, в первую очередь, на экспериментальных результатах и наблюдениях в повседневной жизни. Эта наука выделяет из природы такие её свойства, которые характеризуют вещество как сплошное, неразрывное. Это даёт то колоссальное преимущество, которое позволяет исследователям использовать непрерывные функции и большой, весьма развитый математический аппарат для изучения процессов и их прогноза. Сразу открывается возможность применения практически всех составляющих частей современной математики и её особую часть, в которой определяющую роль играет строго сформированный раздел математики - "Уравнения математической физики".

Очевидно, что сама природа объединила в одну науку физику и математику, потому что одна определяет и дополняет другую. И та, и другая одновременно определяют и раскрывают причины и следствия происходящих процессов и позволяют объяснить скрытые особенности происходящего в физическом мире. Обе эти науки, а, точнее, одна объединённая, раскрывают могущественные возможности познания природы и являются ключом для будущих открытий.

Без сомнения, с помощью этой науки будут в ближайшее время решены многие проблемы тысячелетия, в том числе и проблемы турбулентности. С помощью этой науки в виде явных и наглядных результатов будут получены картины решений самых сложных и замысловатых процессов, которые мы сейчас не понимаем и не можем ясно представить.

Всё больше и больше запутываясь в статистических описаниях процессов, мы всё дальше и дальше уходим от точных аналитических, замкнутых, феноменологических положений. Статистическая наука зачастую ввергает нас в хаос, случайность и в конце концов, неопределённость. Теряется самое ценное - взаимосвязи. А вот математика, а, точнее, физическая математика - это единственный язык, на котором человек может общаться с природой и Богом. Только путём изучения этих двух дисциплин - физики и математики (математической физики) - можно будет объяснять происходящее.

Но все это не так просто. И та, и другая наука продвинулись не так далеко, как хотелось бы ученым. Всегда новые открытия вдохновляют человека. А природа выделяет ему их по крохам. Поэтому всегда остается перспектива открыть большее. Человек получает колоссальное удовлетворение, когда открывает столько, что ему достаточно, чтобы решить и замкнуть поставленную задачу.

Вновь говоря о турбулентности, можно отметить, что кое-что начинает проявляться в плане понимания её природы. Появляется понимание того, что турбулентность отнюдь не хаос. Этому способствуют новые экспериментальные данные и результаты математического анализа.

Новые экспериментальные результаты в исследовании турбулентных течений

Результаты, на которых базировался анализ, были получены на модельных двигателях, работающих на твёрдом топливе, и ЖРД [1, 2]. Высокоэнтальпийные продукты сгорания, попадающие на поверхность из легко уносимых материалов, позволили управляемым способом разрушать омываемые потоком стенки конструкций путём прямого пиролитического воздействия на материал. Уносимый материал конструкции специально подбирался в классе пластических материалов и отличался однородностью и изотропностью свойств.

Главной особенностью подобных материалов была линейная зависимость скорости уноса от теплового потока. Таким свойством среди прочих обладал фторопласт-4. Этот материал не размягчался в процессе нагрева, сохраняя конструктивные свойства (жесткость, плотность, жаростойкость). Унос его происходил только в период воздействия установившегося теплового потока, а переходные процессы были минимальны. Это позволило находить простую линейную зависимость коэффициента теплообмена от скорости линейного уноса. Более того, удачное совпадение значений плотности фторопласта $\rho = 2200 \text{ кг/м}^3$ и значения окислительного коэффициента $B = 2,2$ давало численное совпадение этих параметров [3]. Экспериментально полученная линейная скорость уноса $[v] = \text{мм/с}$ численно совпадала с коэффициентом теплообмена α/C_p .

Такое совпадение безусловно было важным при количественном анализе процессов теплообмена и изучения процесса разрушения материала конструкции (камеры сгорания, сопла).

Наиболее интересным и важным результатом стала разработка на базе этого метода, а именно метода уноса массы, другого метода - метода горячей визуализации [4], который дал возможность изучать поверхности конструкций после воздействия на них высокоэнтальпийного потока. Именно свойства фторопласта-4 дали такую возможность. Его поверхность после воздействия высокоэнтальпийной струи мгновенно застыла и фиксировалась в пространстве. Происходило экспонирование конфигурации в ко-

нечный момент времени. При этом нестационарные (смазанные) участки практически отсутствовали. Мгновенно зафиксированная картина течения без изменения оставалась на поверхности неразрушенного материала.

В отличие от других материалов, фторопласт был стабилен. Так, например, полиметилметакрилат после срабатывания топливного заряда в конце работы просто догорал, а полиэтилен в процессе остывания размягчался и терял форму. Было проведено большое количество испытаний на различных конфигурациях каналов, сопел и других объектов [5]. Получено огромное многообразие всевозможных следов турбулентного движения. Было зафиксировано несколько газодинамических эффектов и особенностей течения, из чего однозначно следовало, что турбулентность не является процессом случайным и хаотичным в обыденном понимании. Турбулентные процессы строго детерминированы, предсказуемы и описываются уравнениями математической физики.

Экспериментальные результаты широко опубликованы и доступны для ознакомления и анализа. Формы и виды течений многообразны и зависят от форм исследуемых конструкций и режимов течения. Но все эти течения объединяет одно - их природа. Природа формирования вращательного течения. Такое течение может появиться сразу, например, в силу геометрических особенностей конструкций (циклон, вихревая труба Ранка-Хилша, центробежная форсунка), а может сформироваться из первоначально поступательного движения на открытой плоскости, в канале или в сопле. Динамика формирования последнего наиболее интересна и мировоззренчески важна. Именно она (динамика) позволяет выявить природу турбулентности, её зарождение и развитие. Поэтому так важны исследования турбулентных течений на простых конструкциях, особенно соплах Лаваля. Почему соплах Лаваля? Потому что это внутренние газодинамические потоки, которые формируются на вогнутых поверхностях разной кривизны и при различных степенях расширения потока. Кроме того, сопла Лаваля являются конструкциями, работающими на реальных газах и у которых неизменно присутствует два обязательных свойства рабочего тела: вязкость и сжимаемость. Вязкость тесно связана с переносными свойствами вещества: диффузией, теплопроводностью и электропроводностью в случае плазмы. Сжимаемость является упругим компонентом, определяющим волновые свойства потока. В отсутствие вязкоупругой составляющей, когда система является гамильтоновой, пропадают абсолютно все особенности реального рабочего тела (газа, жидкости, плазмы). Тело становится так называемым идеальным и представляет в общем-то чисто математический интерес. Только при наличии вязкоупругого аспекта могут реализоваться четыре возможных вида движения жидкости, газа и плазмы. Это поступательное и вращательное движение, а также два возвратных: возвратно-поступательное, то есть колебательное и возвратно-вращательное, то есть торсионное (кручение).

Теперь перейдем к экспериментальным результатам. Сосредоточимся на течении внутри сопла Лаваля. При этом были в разное время получены все виды течений. Была установлена их иерархия и зависимость от режима или интенсивности потока [6]. По мере усугубления течений к срезу сопла, когда условно увеличивается число Рейнольдса, первоначально ламинарное течение постепенно переходит в волновое. Поток соборится под действием сил трения о стенку сопла. Возникают волны Толмина-Шлихтинга. Они очень устойчивы и на протяжении определенного интервала длины вдоль образующей сопла являются весьма стабильными. На рис. 1 показано, что эти волны имеют высокую периодичность и постоянную амплитуду. Левая ламинарная часть потока имеет весьма гладкую, почти отполированную поверхность, что говорит о высокой поступательности потока и отсутствии в нем возмущений.

Далее на поверхности виден переход к волновой структуре. Предварительно следует отметить последний гребень периодической волны. Это гребень градиентной волны Кельвина-Гельмгольца, так называемая накрывная волна или, как её ещё называют, градиентная катастрофа. Наличие этой волны является причиной отрыва потока и появления первых вихрей - продольных вихрей Тейлора-Гертлера [7].

Вихри Тейлора-Гертлера, сформированные после волнового движения (Толмина-Шлихтинга и Кельвина-Гельмгольца), четко видны на рис. 2 при обтекании дымовой завесой оживального тела. Видно, что продольные вихри постепенно переходят в более сложное течение, которое специально подробно изучалось [8] и представляет собой течение с кручением потока - торсионное течение. Следы этого течения в виде ячеистых углублений в шахматном порядке расположены на поверхности (рис. 1 и 2).

Вращение и кручение - это разновидности вихревых течений. Судя по геометрии сопла Лаваля, волновое движение располагается в дозвуковой его области, а вихревое - в трансзвуковой (в области критического сечения). Опыты показывают, что в сверхзвуковой области (рис. 3) можно зафиксировать ламинарное течение, на которое наложено течение с ударными волнами. Волны имеют характерное перекрёстное расположение прямых линий на поверхности и соответствуют волнам Маха. Волны Маха выстраиваются в виде двух семейств характеристик. Далее справа, вне области расположения характеристик, появляется вновь чисто ламинарное (потому, что гладкое) течение, которое завершает динамику преобразований турбулентных конфигураций.

Таким образом в строго определённой последовательности внутри сопла Лаваля располагаются все виды течений. В этом ряду нет сложных течений. Сопло как бы отслаивает все простые течения друг от друга [9] и выкладывает их в соответствии с теоремой о турбулентности. Случайно ли это? По-видимому - нет. Приведём этот факт в соответствие с математикой.

Основное дифференциальное уравнение плоского потенциального потока

Для простоты понимания и в целях упрощения анализа рассмотрим дифференциальное уравнение для плоского безвихревого потока. Для установившегося случая уравнения неразрывности и движения в форме Эйлера могут быть записаны [10, 11]:

$$\frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} = 0;$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x};$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y}.$$

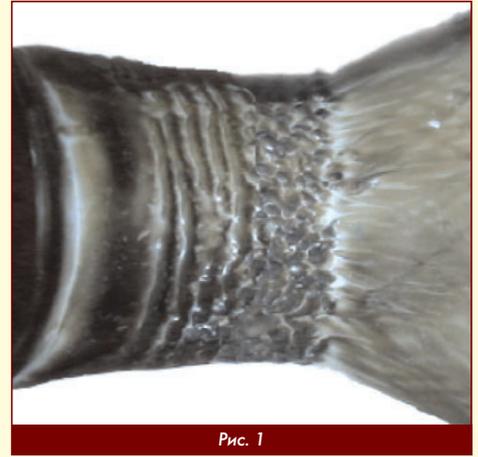


Рис. 1

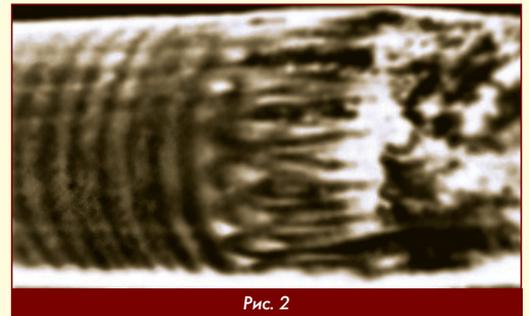


Рис. 2



Рис. 3

Учитывая, что

$$\frac{\partial p}{\partial \rho} = a^2 \text{ и } \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{\partial p}{\partial \rho} \frac{\rho}{x} = a^2 \frac{\partial \rho}{\partial x};$$

система может быть преобразована в уравнение:

$$\frac{\partial u}{\partial x} \left(1 - \frac{u^2}{a^2}\right) + \frac{\partial v}{\partial y} \left(1 - \frac{v^2}{a^2}\right) - \frac{uv}{a^2} \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x}\right).$$

Учитывая, что течение безвихревое ($\text{rot } V = 0$), и существует потенциал скорости $u = \partial \Phi / \partial x$ и $v = \partial \Phi / \partial y$, уравнение переписывается:

$$\left(1 - \frac{u^2}{a^2}\right) \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \left(1 - \frac{v^2}{a^2}\right) \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} - 2 \frac{uv}{a^2} \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x \partial y} = 0.$$

Полученное уравнение является основным дифференциальным уравнением газовой динамики для плоского потенциального установившегося газового потока. Это уравнение в частных производных и является уравнением второго порядка, нелинейным относительно функции Φ , но оно линейное (квазилинейное), относительно старших производных и является уравнением типа Монжа-Ампера. Решая характеристическое уравнение Монжа-Ампера и анализируя его дискриминант, получаем:

$$\frac{u^2 v^2}{a^4} - \left(1 - \frac{u^2}{a^2}\right) \left(1 - \frac{v^2}{a^2}\right) = -1 + \frac{u^2 + v^2}{a^2} = -1 + \frac{V^2}{a^2} = -(1 - M^2).$$

Таким образом получается, что значение дискриминанта и тип уравнения определяются величиной $(1 - M^2)$. Само уравнение Монжа-Ампера имеет три принципиально отличных значения дискриминанта, которые определяют тип уравнений: эллиптическое, параболическое и гиперболическое. Эллиптическое уравнение реализуется при дискриминанте меньше нуля, то есть при числе Маха меньше единицы. Соответственно это означает, что дозвуковые течения, когда $M < 1$, описываются эллиптическими уравнениями.

Параболическое - при числе Маха равно единице - описывает течения, являющиеся трансзвуковыми.

А при течениях с числами Маха больше единицы уравнение становится гиперболическим и имеет два семейства характеристик.

Газодинамический формализм. Гидравлика и гиперзвук

Названия типов уравнений математической физики произошли из-за сопоставления уравнений второго порядка со свойствами кривых второго порядка и, в частности, с сечениями круговых конусов, плоскостями в различных направлениях. В настоящее время, как уже указывалось выше, в обиходе находятся три сечения [12]: эллиптическое, параболическое и гиперболическое. На самом деле их не менее пяти. Следует добавить окружное сечение, когда им является окружность, параллельная основанию конуса и перпендикулярная его оси и прямолинейное, имеющее пересечение с вершиной конуса.

Относительно нашего основного дифференциального уравнения можно сделать некоторые интересные выводы: если скорость потока мала по сравнению со скоростью звука, то можно принять, что члены основного уравнения u^2/a^2 , v^2/a^2 и $(uv)/a^2$ равны нулю. В этом случае уравнение принимает вид:

$$\frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} = 0,$$

которое представляет собой уравнение движения для несжимаемой жидкости и является уравнением Лапласа. С помощью этого уравнения описывается потенциальное течение, на котором, собственно, и базируется вся гидравлика. В принципе этим уравнением можно хорошо описывать ламинарные безвихревые пото-

ки. Экспериментальный случай ламинарного течения (рис. 1) вполне укладывается в эту концепцию.

Другой случай - случай гиперзвукового течения, когда число Маха в направлении движения весьма велико по сравнению со скоростью звука. Такое течение так же, как и вялое, медленное течение, является предельным и ограничивает интервал всех возможных турбулентных течений.

Далее, для наглядности, сделаем преобразование основного уравнения применительно к случаю больших чисел Маха. В первом коэффициенте пренебрежём единицей по сравнению с числом Маха в квадрате. Далее произведём деление уравнения на остаток первого коэффициента. Тогда получим:

$$\frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} - \frac{1}{M^2} \left(1 - \frac{v^2}{a^2}\right) \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} = \frac{2}{M^2} \frac{uv}{a^2} \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x \partial y} = 0.$$

Сопоставляя члены, видим, что уравнение превращается в следующее простое:

$$\frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} = 0.$$

Это означает, что течение в данном случае также потенциальное, но проистекающее в одном направлении. Получается, что оно также безвихревое ламинарное, как и в случае малых чисел Маха.

Другими словами, постоянно усложняя течение (например, повышая число Рейнольдса), начиная от ламинарного, в итоге снова возвращаемся к ламинарному течению, поскольку гиперзвуковое течение является однонаправленным ламинарным течением. При этом, возвращаясь к уравнениям математической физики, логичным следует считать характерным сечением конической поверхности, треугольник с вершиной, совпадающей с вершиной конуса. Используя математический формализм для исследуемых уравнений, в итоге можно рассматривать уравнение Монжа-Ампера по аналогии с традиционной классификацией:

- окружной тип (ламинарное течение);
- эллиптический (волновое течение);
- параболический;
- гиперболический;
- прямолинейной (гиперзвуковое течение).

Далее проведём следующие рассуждения, привлекая экспериментальные результаты предыдущих разделов. Сразу отметим, что гиперболическому типу уравнений соответствует экспериментально полученная ламинарная картина течения, что не противоречит проделанным рассуждениям и традиционным взглядам.

Дозвуковые потоки соответствуют отрицательным дискриминантам в характеристических уравнениях. Получается, что в случае, когда уравнение Монжа-Ампера превращается в уравнение эллиптического типа, экспериментальные значения дают волновые решения, решения в виде некоторых синусоидальных функций, что так же не противоречит теории. Смело можно заявить, что эллиптические уравнения дают волновые решения (Толмина-Шлихтинга и Кельвина-Гельмгольца).

Сложной остаётся ситуация с параболическим типом уравнения. Она и во все времена была самой сложной. Трансзвуковое течение всегда было весьма проблематичным. Теперь, судя по экспериментам, это, скорее всего, вихревое течение (вращательное или торсионное). Но это только гипотеза. Да, да, именно гипотеза, имеющая под собой веское экспериментальное основание. **П**

Литература

1. А.М. Губертов, В.В. Миронов, Ю.М. Кочетков и др. "Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива // М. Машиностроение, 2004 г.
2. Kegelman J.T., Nelson R.C. and Muelle T.J., "Smoke visualisation of the Boundary Layer on an Axisymmetric Body", AIAA Paper 79-1535, Aug. 1979.
3. Ю.М. Кочетков, А.И. Бажанов. Турбулентность. Пространственный нестационарно-тепловой экерсис ЖРДМТ // Двигатель № 1, 2020 г.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность - не хаос, а тонкоорганизованная структура // Двигатель № 6, 2004 г.
5. Ю.М. Кочетков. Турбулентность сложных форм // Двигатель № 6, 2005 г.
6. Ю.М. Кочетков. Турбулентность и математическое доказательство её невозможности в сверхзвуковом потоке // Двигатель № 2, 2018 г.
7. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Вихри Тейлора-Гертлера // Двигатель № 2, 2014 г.
8. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Торсионные жгуты // Двигатель № 4, 2014 г.
9. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Пять теорем как инструмент глобального преобразования уравнений сохранения в целях разработки новых подходов к вычислительной газовой динамике // Двигатель № 4, 2019 г.
10. А. Ферри. Аэродинамика сверхзвуковых течений // М. Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1952 г.
11. Н.С. Аржанников, В.Н. Мальцев. Аэродинамика // М. Машиностроение, 1956 г.
12. Р. Зауэр. Введение в газовую динамику // М.ОГИЗ, Гостехиздат, 1947 г.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

Безальтернативный материал геометрически точных ЭИ станков



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, эродирующие 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 FineXCera®. 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!



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 - 6-2021)

Завершим рассказ о танках из Италии. Вторая мировая война закончилась, и Италия, в соответствии с решением стран-победительниц, не имела права производить тяжёлое вооружение. Да и итальянская промышленность не была готова разрабатывать и производить новые танки.

Именно поэтому на вооружение армии Италии были приняты сначала американские танки M47 "Паттон" II (с 1954 г.) и M60 (с 1960 г.), а затем в начале 1970-х годов немецкий танк "Леопард 1".

Тем не менее, напомним, что Италия первоначально входила в соглашение 1957 года, в соответствии с которым она, Германия и Франция должны были создать единый танк НАТО.

Но после того, как конструкторские дороги основных разработчиков разошлись, итальянцам пришлось за работами наблюдать со стороны. Хотя думать им никто не запретил, и они даже спроектировали механизм заряжания в немецкий вариант танка.



Итальянский механизм заряжания

Возрождение итальянского танкостроения началось с лицензионного выпуска принятых на вооружение своей армии американских танков M60. Из 300 этих машин, находившихся в строю, 200 выпустила итальянская оборонная компания OTO Melara. Эта же компания собрала 720 танков "Леопард 1" (всего на вооружении их было 920).

Когда же в конце 70-х годов у европейских танкостроителей родилась идея создать для экспорта в относительно небогатые страны

Ближнего и Среднего Востока сравнительно недорогие танки, то во Франции приступили к разработке AMX-32, а в Англии - "Вэлианта".

К осуществлению этой идеи в 1977 г. присоединились итальянские конструкторы из фирм OTO Melara и FIAT. Начальные буквы в названиях фирм дали название разрабатываемому танку OF-40, где 40 - заданная в ТЗ масса танка.

Так как OTO Melara уже приобрела к этому времени опыт при производстве танка "Леопард 1", то первый прототип был готов уже в 1980 г.

Первый прототип OF-40



Этому способствовало и то, что итальянские конструкторы совместно с немецкими коллегами ранее пытались создать экспортный вариант танка "Леопард-1А4" - танк "Лайон". Корпус танка "Лайон" планировалось изготавливать в ФРГ, систему стабилизации пушки и другую точную аппаратуру - заказывать в Швейцарии, а башню с вооружением и общую сборку машины производить в Италии.

Естественно, большинство конструкторских наработок из этого проекта перекочевало в итальянскую машину.

OF-40, как и "Леопард 1", спроектирован по классической схеме: отделение управления в передней части корпуса, боевое отделение и вращающаяся башня с пушкой - в средней, МТО - в корме.

Корпус танка сварной из стальных катаных броневых листов, изготовленных во Франции. Лобовая часть корпуса состоит из бронелистов толщиной по 50 мм, установленных с большими углами наклона.

Борта корпуса выполнены вертикальными.

Сварная башня была скопирована с танка "Леопард-1А3", но пушку установили свою, точнее, модернизированную компанией OTO Melara 105-мм нарезную английскую пушку L7 (длина ствола пушки 52 калибра). Модернизация коснулась конструкции затвора (вертикальный клиновидный) и противооткатного устройства (концентрический, дистанция отката - 425 мм). На ствол монтировался термоизоляционный кожух.

Угол наведения в вертикальной плоскости от -9 до +20 град. Орудие не имело системы стабилизации, но возможность её установки была предусмотрена.

В отличие от прототипа маску сделали более массивной и с большими габаритами для защиты барбета башни от попадания снарядов. Для того, чтобы водитель имел возможность управлять танком из открытого люка в положении "по-походному", сделали две вещи: сместили место механика-водителя вправо от оси корпуса и рекомендовали разворот башни танка на 10...15 градусов влево.

Прототип на ходовых испытаниях



В боекомплект танка OF-40 входят все боеприпасы от английской пушки L7, а также выстрелы, разработанные специалистами фирмы OTO Мелара: подкалиберный снаряд с отделяющимся поддоном, кумулятивный снаряд и снаряд с пластическим взрывчатим веществом.

В боекомплект входил 61 выстрел, 19 из которых находились в башне. Остальную часть боекомплекта разместили слева от механика-водителя.

Практическая скорострельность составляла 9 выстрелов/мин.

С левой стороны от пушки установлен спаренный с ней 7,62-мм пулемет MG-3 бельгийской фирмы FN; ещё один такой же пулемет смонтирован на крыше башни рядом с люком командира.

Общий боезапас к пулеметам - 5500 патронов.

По бортам башни, в её кормовой части, установлено по четыре гранатомета, предназначенных для стрельбы дымовыми гранатами.

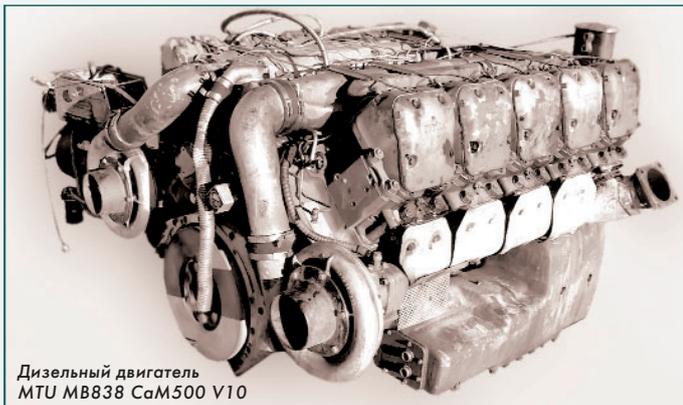
В башне находятся рабочие места трёх членов экипажа.

Командир располагается справа от пушки, наводчик - перед ним, а заряжающий - слева от командира.

У командира имеется нестабилизированный панорамный перископический оптический прицел SFIM с 8-кратным увеличением; прицел имеет ночной канал с электронно-оптическим усилением изображения. Для определения дальности до цели командир пользуется стадиометрической шкалой. Вокруг командирского люка установлены восемь неподвижных перископических наблюдательных приборов, дающих круговой обзор. Наводчик использует телескопический прицел с 10-кратным увеличением. Оптическая ось неподвижно установленного прицела наводчика параллельна оси канала ствола. Отверстие оптического канала телескопа расположено в маске пушки справа от ствола. Для измерения расстояния до цели у наводчика установлен лазерный дальномер, ось дальномера также параллельна оси орудия.

В системе управления огнем используется аналоговый баллистический вычислитель. Для наблюдения за местностью наводчик может пользоваться перископическим смотровым прибором, ещё два таких прибора установлены у заряжающего.

Двигательная установка в основном аналогична применяемой на танке "Леопард-1 А3". В моторно-трансмиссионном отделении установлен V-образный четырёхтактный 10-цилиндровый многоопливный дизельный двигатель жидкостного охлаждения MTU MB838 CaM500 V10 мощностью 830 л.с. с турбонаддувом.



Дизельный двигатель
MTU MB838 CaM500 V10

Автоматическая гидромеханическая трансмиссия ZF 4HP250 монтировалась в едином блоке с дизелем и имела коробку передач с четырьмя передними и двумя задними скоростями.

Замена блока двигателя и трансмиссии в полевых условиях с помощью крана осуществлялась за 45 мин. Силовая установка обеспечивала танку массой 45,5 т максимальную скорость по шоссе до 60 км/ч.

Справа и слева от двигательной установки были размещены топливные баки. Тысячи литров топлива в баках хватало для преодоления по шоссе 600 км.

Поскольку танк OF-40 предназначался для продажи в страны с жарким климатом, то была модернизирована система охлаждения: увеличена площадь радиаторов системы охлаждения двигателя и установлены дополнительные фильтры типа "Циклон", а в боевом отделении - кондиционер.

Дополнительно были приняты меры для уменьшения проникновения пыли и песка в двигатель, трансмиссию и ходовую часть, а для смазки этих элементов были разработаны специальные смазочные материалы.

Подвеска, как и у "Леопарда" - торсионная. С каждого борта установлено по семь обрезиненных опорных катков и по пять поддерживающих.

Гидравлические амортизаторы установлены на 1, 2, 3, 6 и 7-м узлах подвески опорных катков. Динамический ход катков - 340 мм.

Ходовая часть прикрыта четырёхсекционными либо металлическими экранами, либо двухслойными резиновыми экранами с металлическими лентами суммарной толщиной 15 мм.

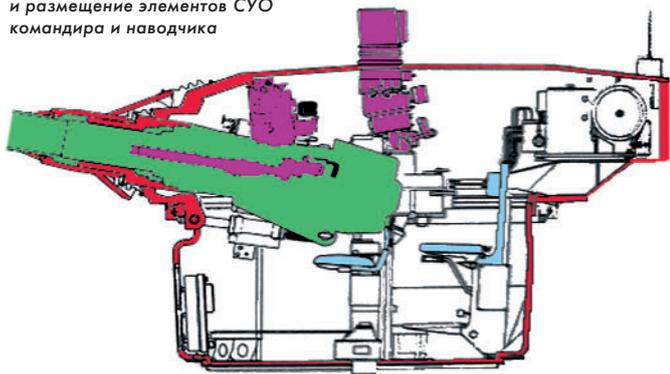
Несмотря на то, что танки разрабатывались для жарких регионов Земли, был предусмотрен возимый комплект оборудования для форсирования вброд водных преград глубиной до 2,25 м. Если вдруг в танк будет через неплотности поступать вода, то были предусмотрены две помпы производительностью 120 л/мин.

Руководство предприятий-разработчиков планировало, что танк OF-40 будет востребован, и оценивали объёмы производства в сотни (500) машин, но реальность оказалась совсем не радужной. В 1981 г. удалось заключить первый контракт с Объединёнными Арабскими Эмиратами на поставку 25 машин. Затем договорились об увеличении закупки до 36 машин и поставке в 1981 году первых 18 танков, а в 1984-1985 гг. ещё 18, но уже модернизированных (OF-40 Mk.2) и доведения первых поставленных танков до их уровня.

Первый танк OF-40 Mk.2 был изготовлен в 1983 г. Модернизация коснулась в основном системы управления оружием: вместо аналогового процессора был установлен цифровой вычислитель (СУО у танков Mk.1 позже была доработана) и увеличено количество измеряемых параметров (соответственно, устанавливаемых датчиков), необходимых для более точного прицеливания. Прицел командира заменён французским стабилизированным панорамным прицелом SFIM VS- 580, в котором имелись дневной (с 3- и 10-кратным увеличением) и ночной (с 8-кратным увеличением) каналы.

У наводчика два прицела. В основной прицел (с 7- и 14-кратным увеличением) был интегрирован лазерный дальномер (определяемые дистанции до цели 400...3500 м). В качестве вспомогательного прицела использовался телескопический, спаренный с пушкой (на Mk.1 этот прицел применялся в качестве основного). Предусмотрена установка низкоуровневой телевизионной камеры, способной работать в условиях слабой освещённости. Камера монтируется на маске пушки, а видеоконтрольные устройства - рядом с местами командира и наводчика.

Схема бронирования башни OF-40 Mk.2
и размещение элементов СУО
командира и наводчика



Орудие уже имело стабилизацию в двух плоскостях. Боекомплект к пушке уменьшен до 57 выстрелов, 15 из них размещались в башне.

По требованию представителей армии ОАЭ на башне рядом с люком заряжающего вместо пулемета винтовочного калибра установлен 12,7-мм пулемет "Браунинг" М2НВ.

В ходе испытаний танка в Дубае вероятность поражения целей при стрельбе с ходу составила 50...60 %.

Для повышения защиты танка на переднюю часть башни дополнительно установили сварную стальную накладную броню, а для более удобного доступа к двигателю была изменена форма люка над МТО.

OF-40 Mk.2 с башней в положении "по-походному"



Для обеспечения эвакуации с поля боя и ремонта в полевых условиях танков OF-40 на их базе была спроектирована бронированная ремонтно-эксплуатационная машина OF-40 ARV.

Корпус, ходовая часть, двигательная установка аналогичны используемому на танке OF-40. Вместо башни установлена смещённая вправо бронированная рубка (толщина стенок 50 мм).

Слева от неё находится шестиметровая стрела крана, поворотное основание которой находится в левой передней части корпуса БРЭМ.

Внутри корпуса установлена лебёдка, а бульдозерный отвал смонтирован в передней части корпуса.

Максимальный угол поворота стрелы от транспортного положения - 270 град. Если максимальная грузоподъёмность крана 18 т, то в положении стрелы, перпендикулярном оси БРЭМ (90 град.), можно поднять не более 5 т.

Тяговое усилие лебёдки 36 тс, с помощью полиспаста оно может быть увеличено до 72 тс. Трос диаметром 32 мм имеет длину 80 м.

Бульдозерный отвал помимо своего основного назначения используется в качестве дополнительной стабилизирующей опоры при работе крана или упора при работе лебедки.

Все механизмы приводятся в движение с помощью гидроприводов.

Общая ёмкость на 540 л рабочей жидкости, необходимой для работы всех гидромеханизмов, установлена в рубке.

В корпусе машины предусмотрено место для перевозки запасных частей к танкам, электросварочного аппарата и инструмента.

За рубкой была предусмотрена площадка для перевозки двигателя.

Размещение механика-водителя БРЭМ аналогично его размещению на танке, а командир машины и два оператора оборудования располагались в бронированной рубке. Между люками командира и одного из операторов находился 7,62-мм пулемет MG-3 на шкворневой турели.

На правом борту рубки смонтирован блок из шести дымовых гранатометов. Всего было изготовлено три БРЭМ OF-40 ARV, которые с последними 18 танками OF-40 Mk.2 были поставлены вооружённым силам ОАЭ.

В 1977 году итальянская компания OTO Melara по собственной инициативе начала разрабатывать 155-мм самоходную гаубицу Palmaria, которую также предполагали впоследствии поставлять на экспорт.

Так как одновременно шла работа и над танком OF-40, который также предназначался для продажи зарубежным армиям, то у них было практически единое шасси. Большое количество его деталей идентично деталям основного боевого танка OF-40.

В 1981 г. был изготовлен опытный образец 155-мм САУ Palmaria.

Серийное производство САУ началось уже в следующем году. Корпус САУ аналогичен корпусу танка. И хотя их геометрические размеры близки, у САУ более тонкая стальная броня корпуса, а башня выполнена из алюминиевой брони, что обеспечивало защиту только от пуль и осколков.

БРЭМ OF-40 ARV



155-мм САУ Palmaria



На месте башни танка OF-40 со 105-мм пушкой установлена башня, вооружённая 155-мм гаубицей L39 с длиной ствола в 39 калибров.

Ствол оснащён эжектором и двухствельным дульным тормозом.

Башня кругового вращения, а углы наведения гаубицы в вертикальной плоскости от -5° до +70°. Установленный автомат заряжания обеспечивает скорострельность до 4 выстрелов в минуту.

Боезапас САУ - 30 выстрелов: из них 23 снаряда в автомате заряжания, а семь дополнительных снарядов хранятся внутри корпуса.

Гаубица использует пять типов 43,5-кг боеприпасов, разработанных в итальянском КБ Simmel.

Фугасные, дымовые и осветительные снаряды имеют дальность 24 700 м. Дальность фугасных снарядов с ракетным ускорителем достигает 30 км, но их мощность меньше, так как масса фугасного взрывчатого вещества всего 8 кг (у обычных фугасных снарядов заряд составляет 11,7 кг).

Есть в боекомплекте САУ снаряды и с лазерным наведением.

На крыше башни возможна установка зенитного пулемета калибра 7,62 мм с боекомплектом 1000 патронов.

В передней части башни смонтированы по четыре дымовых гранатомета.

Все системы в башне приводятся в действие с помощью гидравлики (в аварийном режиме используется ручной привод).

Для энергообеспечения башни используется установленная в оружейной башне собственная вспомогательная силовая установка. Такое решение снижает нагрузку на основную двигатель и сохраняет его ресурс.

Компоновка САУ традиционная: впереди отделение управления с механиком-водителем, в башне, находящейся в центральной части, расположены командир, наводчик, заряжающий и оператор.

Восьмицилиндровый дизель MTU MB-837 Ea-500 мощностью 750 л.с. и трансмиссия находятся в задней части корпуса.

Запаса топлива хватает на 400 км пробега.

Масса САУ составляет 46 т. При удельной мощности двигателя 16,3 л.с./т его скорость по шоссе может достичь 60 км/ч.

В 1982 г. началось производство этих САУ и первой страной, получившей эти САУ стала Ливия, заказавшая 210 самоходок.

Второй страной, поставившей САУ Palmatia на вооружение, стала Нигерия. В отличие от этих стран Аргентина закупила только башни с гаубицей L39 в количестве 20 штук для установки на самоходную артиллерийскую установку TAMSE VCA 155, созданную на основе танка собственной разработки TAM.

Об этой САУ журнал "Двигатель" писал в № 4 - 2021.

Из 20 закупленных башен было создано 17 аргентинских САУ.

Аргентинская САУ TAMSE VCA 155 ведёт огонь



Не остались в стороне итальянские конструкторы и от попытки создать на базе разработанного шасси зенитной самоходной установки.

В её создании приняли участие компании OTO-Melara и OTO-Breda.

Разработка была инициативной и в случае успеха планировалось предложить её итальянским и зарубежным военным. Проект получил обозначение OTO Main Anti-aircraft Tank for Intercept and Combat ("Основной зенитный танк для перехвата и боя от ОТО") или сокращенно OTOMATIC.

Основное предназначение ЗСУ - действие в составе бронетанковых подразделений для прикрытия боевых порядков от самолётов и вертолётов противника. Основная идея заключалась в возможности поражения летательного аппарата на расстояниях, превышающих дальность пуска противотанковых управляемых ракет, составляющую тогда порядка 4 км.

И если немецкая ЗСУ Gerdaf, вооружённая двумя 35-мм пушками, имела эффективную дальность стрельбы 3,5 км, то по техническому заданию ЗСУ OTOMATIC должна была стрелять тяжелыми снарядами массой около 5 кг на дальность не менее 7 км.

Помимо требования к обеспечению высокой точности на таком расстоянии, также требовалось, чтобы даже одиночный выстрел был успешным и в отсутствие прямого попадания, благодаря бесконтактному взрывателю и большому числу поражающих элементов.

Предполагалось устанавливать башню с зенитным орудием на танк собственной разработки OF-40 или выпускаемый по лицензии Leopard 1A2.

Корабельная установка OTO-Melara-76



В башню планировалось установить корабельную установку OTO Melara 76 mm. При этом потребовалось сделать её немного компактнее из-за ограниченного пространства в башне ЗСУ (хотя она больше, чем танковая), а также разработать новую систему управления огнём. На перекочевавшую в новую башню корабельную 76-мм нарезную пушку со стволом длиной 62 калибра дополнительно установили

эжектор и развитые противооткатные устройства, энергия отдачи которых использовалась для перезарядки.

Ствол мог опускаться до -5° и подниматься до +60°.

Горизонтальное наведение вместе с башней - круговое.

Наведение осуществлялось гидравлической системой (ручные приводы предусматривались как резервные).

Непосредственно под пушкой, в просвете погона корпуса, находился автомат заряжания. Его также создали из агрегатов корабельной установки.

Автомат обеспечивал стрельбу одиночными выстрелами или очередями до шести выстрелов (техническая скорострельность - 120 выстр./мин.).

В кольцевом конвейере автомата вертикально помещалось 26 снарядов.

Остальные 44 находились в укладке в носу корпуса ЗСУ - их в автомат устанавливал заряжающий.

Для уничтожения воздушных целей предназначался выстрел с осколочно-фугасным снарядом массой 6,35 кг и начальной скоростью 910 м/с. В боевой части располагаются радиовзрыватель и полуготовые поражающие элементы из твёрдого сплава (3750 штук), способные пробить корпус из алюминиевого сплава толщиной 8 мм при подрыве снаряда на расстоянии 10 м от цели. Максимальная дальность стрельбы таким снарядом составляла 10...11 км.

ЗСУ "Отomatik" можно привлекать и для уничтожения наземных защищённых целей, для чего в боекомплект включили броневой подкалиберный снаряд.

Его начальная скорость более 1600 м/с позволяла пробивать броню бронетранспортёров на дистанциях в 1,5...2 км. Также можно было стрелять всеми стандартными боеприпасами НАТО калибра 76 мм, в том числе броневой снарядом DM 231 и осколочно-фугасными DM 241.

Система управления огнём осуществляла поиск и сопровождение воздушных целей, а также наведение орудия. Поиск и сопровождение осуществлялись импульсно-доплеровской РЛС VPS-A05 с антенной на крыше башни.

РЛС имела минимальную дальность действия 500 м и максимальную 20 км по любому типу ЛА, летящих со скоростью не менее 36 км/ч

и не более 3600 км/ч. Антенна лоатора делала один оборот в секунду.

Самолёты на сопровождение брались с дистанции 15 км, а вертолёты, находящиеся в режиме висения, с 8 км. В зависимости от модификации ЭВМ на сопровождение одновременно брались от 8 до 24 целей.

Для наведения орудия использовалась РЛС VPS-F06 с антенной, качающейся в вертикальной плоскости, направление которой соответствовало направлению орудия и, соответственно, башни. Максимальная дальность действия РЛС наведения не менее 10 км (минимальная - 75 м), а благодаря миллиметровому диапазону работы у неё была высокая точность определения координат. Так, для цели с эффективной площадью рассеяния 1 м², находящейся на расстоянии 10 км, ошибка измерения по дальности не превышала 2 м, а по угловым координатам - 8 мрад.

Дополнительно, у командира и наводчика имелись оптико-электронные приборы с лазерным дальномером, которые использовались в сложной помеховой обстановке или при выходе РЛС из строя.

В СУО также входили баллистический вычислитель, пульты оператора и командира, с помощью которых экипаж выбирал режимы работы аппаратуры и вооружения, определял тип применяемого снаряда, длину очереди и т.д.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

Экипаж ЗСУ OTOMATIC состоял из четырёх человек. Механик-водитель, как и на OF-40, размещался на правой стороне корпуса. В башне слева от орудия находился заряжающий. В центре, за казённой частью орудия и системой заряжания, находился наводчик. Командир танка находился справа.

В ходе испытаний ЗСУ (до 1985 г.) были продемонстрированы высокие тактико-технические характеристики, однако её будущее оказалось под вопросом. Большинство стран не проявили интереса к OF-40 и вряд ли стали заказывать ЗСУ на его базе. Пока шли испытания ЗСУ OTOMATIC на шасси OF-40 появились заказы на CAU Palmaria, и в компании решили установить башню на это шасси. Одновременно было заменено радиоэлектронное оборудование обеих РЛС вместе с антеннами обнаружения и наведения, а также ствол орудия.

Вариант башни OTOMATIC на шасси CAU Palmaria.
Углы установки орудия и антенны локатора наведения совпадают и составляют 60°



Испытания подтвердили все преимущества калибра 76 мм: снаряды большего размера летели дальше, а также отличались повышенным могуществом. Так, три осколочно-фугасных снаряда с радиовзрывателем по своему воздействию на цель были эквивалентны двум десяткам 40-мм снарядов. Проблема обеспечения максимальной вероятности уничтожения воздушных целей на дистанциях в 5...10 км подтолкнула разработчиков к поискам возможности корректировки траектории полета снаряда в районе цели. Одним из решений было оснащение снаряда импульсным двигателем коррекции, состоящим из шести небольших зарядов, размещаемых в корпусе снаряда. При срабатывании соответствующего заряда траектория полета снаряда изменялась в пределах до 10 градусов в необходимом направлении относительно вектора скорости. У такого снаряда значение вероятности прямого попадания повышалась до 50%, а неконтактный взрыватель позволял успешно бороться с вертолётами на дистанциях 8...10 км. Его стоимость почти на порядок выше стоимости обычного снаряда, но при такой вероятности попадания в цель это была хорошая альтернатива ракетным комплексам ПВО.

Окончательный вариант башни ЗСУ OTOMATIC на шасси CAU Palmaria



Интенсивная продажа танка Leopard 1 разных модификаций армиям иностранных государств, главным образом странам-членам НАТО, подтолкнула создателей ЗСУ перенести боевое отделение на шасси уже этого танка. ЗСУ на базе Leopard 1A2 появилась в 1987 г., её испытания продолжались до 1989 г. с убедительными результатами. Но ЗСУ на основе установки ОТО Melara 76 мм ни на каких шасси серийно не изготавливались. Главных недостатков было два: ограниченная дальность стрельбы - уже требовались десятки километров; и резкое снижение вероятности попадания при стрельбе по маневрирующим целям. В ходе метаний поиска такой конструкции ЗСУ, которая бы привлекла покупателей, итальянскими конструкторами был даже предложен вариант с двумя 35-мм автоматическими пушками в башне АТАК, размещёнными по бокам башни, подобно немецкой ЗСУ Gerard. Но и этот вариант реализован в серии не был. Двигатель на ЗСУ OTOMATIC зависел от применяемого шасси. На OF-40 это был лицензионный 10-цилиндровый MTU MB 838 CA M500 мощностью 830 л.с. В двух баках по бакам моторного отсека хранилось 1000 литров дизельного топлива. Это обеспечивало ЗСУ OTOMATIC 500 км пробега по дорогам и скорость 65 км/ч.

Этот же двигатель находился на ЗСУ в корпусе от танка Leopard 1A2. ЗСУ на базе шасси CAU Palmaria оснащалась двигателем немецкого производства мощностью 750 л.с. и двумя баками объёмом по 400 литров.

ЗСУ OTOMATIC на шасси танка Leopard 1A2



Экспериментальная ЗСУ на шасси CAU Palmaria с двумя 35-мм пушками

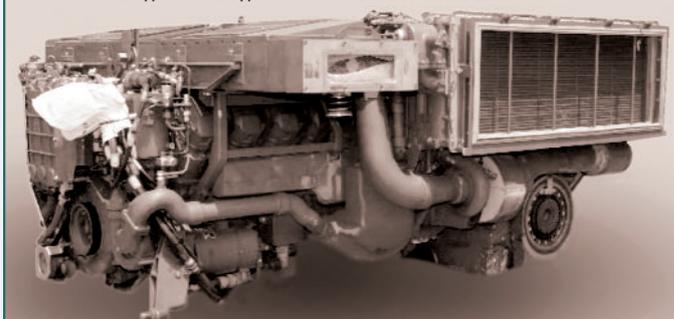


И в завершении рассказа о втором послевоенном поколении европейских танков отметим, что итальянские конструкторы продолжили совершенствовать танк OF-40, создав улучшенную версию со 120-мм орудием, 1000-сильным дизельным двигателем с турбонаддувом и новой башней - OF-40 Mk.2A1.

Танк OF-40 Mk.2A1



1000-сильный дизельный двигатель танка OF-40 Mk.2A1



И эта машина не получила серийного продолжения, тем не менее, многие наработки по ней были использованы при разработке танка C1 Ariete, который был принят на вооружение итальянской армии.

В следующем номере продолжим рассмотрение основных боевых танков второго послевоенного поколения с разработок конструкторов Китая.

(Продолжение следует.)



1 КЕРАМИЧЕСКИЙ СТАНОК = 1,5 МЕТАЛЛОПЛАСТИКОВЫХ

Активная долговечность проволочной электроэрозии Sodick

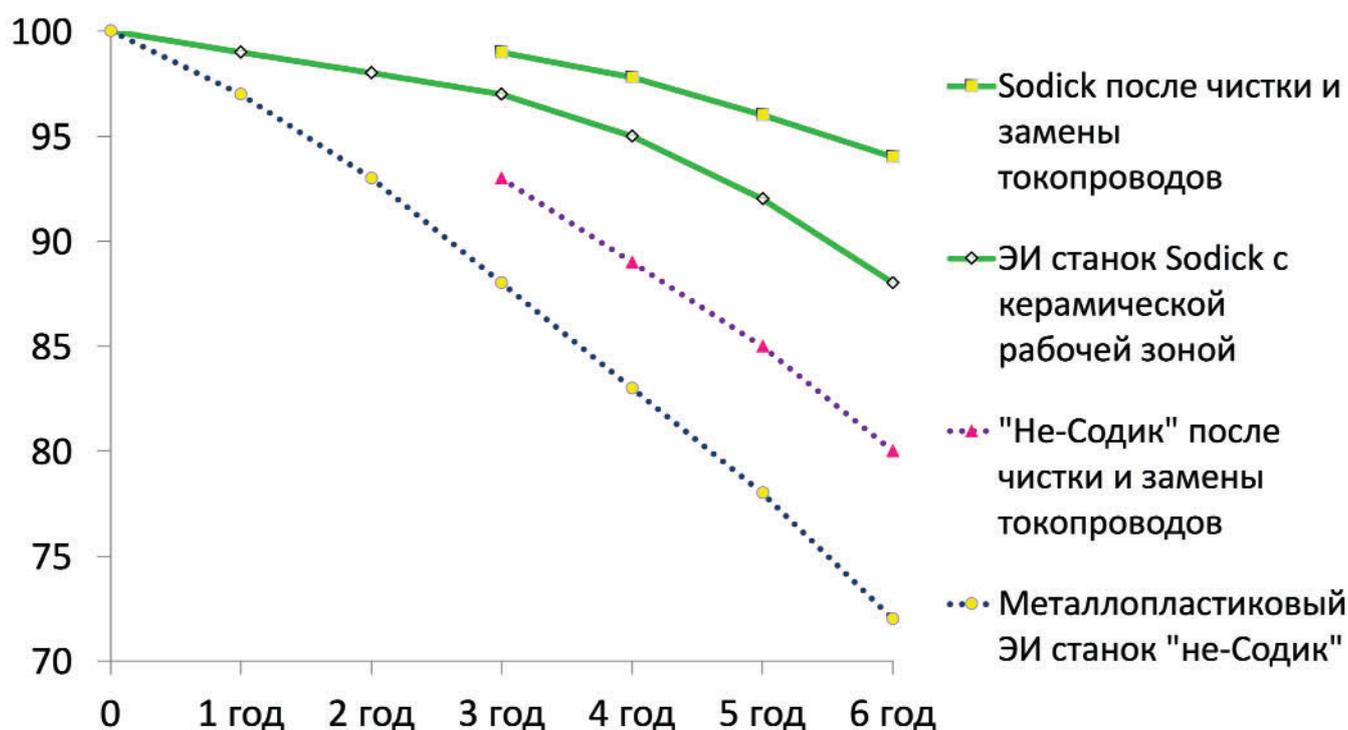
Операторы со стажем знают, что уже через год-два после начала эксплуатации скорость резания проволочных электроэрозионных станков падает. Происходит это в результате снижения качества электрической изоляции из-за осаждения электропроводного шлама на пластиковых изоляторах.

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:

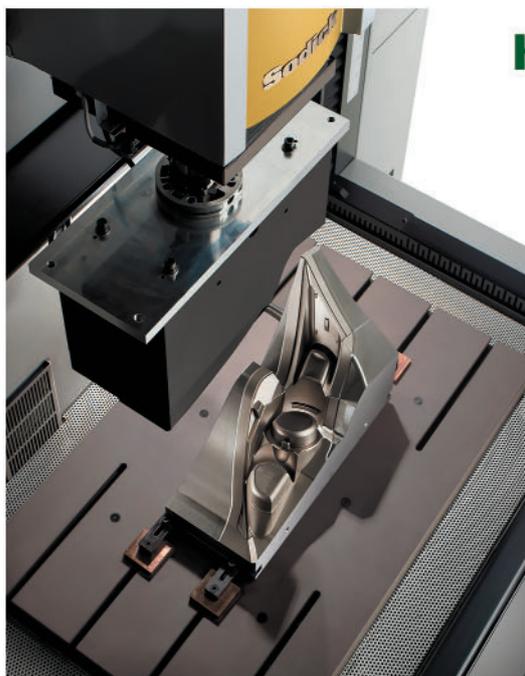
сверхмалое тепловое расширение - в 3-4 меньше, чем у стали

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
Коеф. теплового расширения ($\times 10^{-6}/^{\circ}C$)	4,5	8	11	15 ~ 18
Прочность на изгиб (кг/см ²)	3000	300 - 500	4000	зависит от марки
Модуль Юнга ($\times 10^6$ кгс/см ²)	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 ³)	3,5	3,0	7,8	7,7 ~ 7,9
Удельное электрич. сопротивление	$> 10^{14}$ Ом*см	---	проводник	проводник



Керамика не роскошь, а гарантия точности ЭИ обработки!

Из керамики SN610 изготавливаются несущие части, от которых зависит геометрическая точность электроискровой 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 подложено 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/>

Precision Beast.



ISSN 0250-0985



22001 >



Прецизионность.

Наш девиз гласит: «фрезеровать лучше». Все, что мы преодолеваем, изменяем и оптимизируем, улучшает результат, делает его более точным, а получение его более быстрым. Не для нас, а для успеха наших клиентов, которые получают самые лучшие результаты на наших обрабатывающих центрах.

www.hermle-vostok.ru

000 Hermle Vostok, info@hermle-vostok.ru



HERMLE

000 Восток

129085, Москва,
ул. Годовикова, 9, стр. 25.
Тел.: +7 495 627 36 34.
Факс: +7 495 627 36 35.