

Двигатель

Научно-технический журнал №4 (136 + 244) 2021

- МАКС-2021 прошёл - да здравствует МАКС-2023* *стр. 2*
- Быть или не быть перспективному ЖРД?* *стр. 6*
- Кто виноват в глобальном потеплении?* *стр. 18*
- Ретроспектива механики упругих систем* *стр. 24*
- Зарубежные авиационные турбовентиляторные двигатели сверхзвуковых самолётов (окончание)* *стр. 28*
- Продолжение нашего многолетнего рассказа о бронетехнике мира от тех, кто в танке* *стр. 46*

И ещё многое, многое другое...





2007 2005 2004



Научно-техническое издание по освещению проблем в промышленности

2016



Памятная медаль к 100-летию Г.М. Бериева

2010



Медаль АМКОС "Преодоление"



Редакционный совет

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

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Иванович Бажанов, академик Международной инженерной академии

Заместитель главного редактора

Дмитрий Александрович Боев

Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

Финансовый директор

Наталья Валерьевна Шевченко

Редакторы:

Александр Григорьевич Лиознов

Андрей Иванович Касьян, к.т.н.

Аделия Юрьевна Бурова

Юрий Романович Сергей, к.т.н.

Литературный редактор

Эрнст Галсанович Намсараев

Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь

Владимир Николаевич Романов

Техническая поддержка

Ольга Владимировна Шаронова, к.пед.н.

В номере использованы

фотографии, эскизы и рисунки:

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

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111250, Россия, Москва, ул. Красноказарменная, 14. Тел./факс: +7(495) 362-7891

dvigatell@yandex.ru

boeff@yandex.ru

aib50@yandex.ru

www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2020 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 Д.А. Боев

зам. ген. директора А.И. Бажанов

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

Мнение редакции не всегда совпадает с мнением авторов.

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

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

Научно-технический журнал "Двигатель" ©

зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Пер. № 018414 от 11.01.1999 г.

23-й (114-й) год издания.

Отпечатано

ООО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.

Тираж 2 000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

Цена свободная.



СОДЕРЖАНИЕ

- 2 XV Международный авиационно-космический салон МАКС-2021**
А.И. Бажанов
- 6 О научной концепции развития отечественного ракетно-космического двигателестроения**
Ф.Ю. Челькис
- 10 Влияние взаиморасположения статорных лопаточных венцов на КПД и вибрационную надежность осевых турбинных ступеней**
Г.С. Коленько, Н.А. Забелин, Г.А. Фокин
- 13 Анализ влияния качеств расчётной сетки и граничных условий на результаты математического моделирования и оптимизации лабиринтного уплотнения газотурбинного двигателя**
И.В. Андросович, М.В. Силуянова
- 16 Управленческий анализ финансовой отчётности ПАО "ОДК-Пермские моторы"**
И.И. Ицкович, О.В. Камакина
- 18 Кто виноват в глобальном потеплении?**
Ю.Б. Назаренко
- 21 Турбулентность. Особенности термогазодинамики РДТТ**
Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков
- 23 Информация. Нанодвигатель на лазерном луче**
- 24 Назад в будущее XVII века (ретроспектива феномена классической механики упругих систем)**
А.А. Сперанский, А.А. Цернант, А.И. Бажанов, Инь Бинь
- 27 Информация. 16-атомный двигатель**
- 28 Зарубежные авиационные турбовентиляторные двигатели для сверхзвуковых самолётов**
В.А. Зрелов
- 37 Бесконечные числа. Теория делимости и основная теорема арифметики**
А.И. Касьян
- 38 Механика сплошных сред. Молекулярная акустика**
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 41 Памяти Михаила Леонидовича Куранова**
- 42 Танки - от и до**
О.Н. Брилёв
- 48 Электроискровые станки**



XV МЕЖДУНАРОДНЫЙ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИЙ САЛОН МАКС-2021



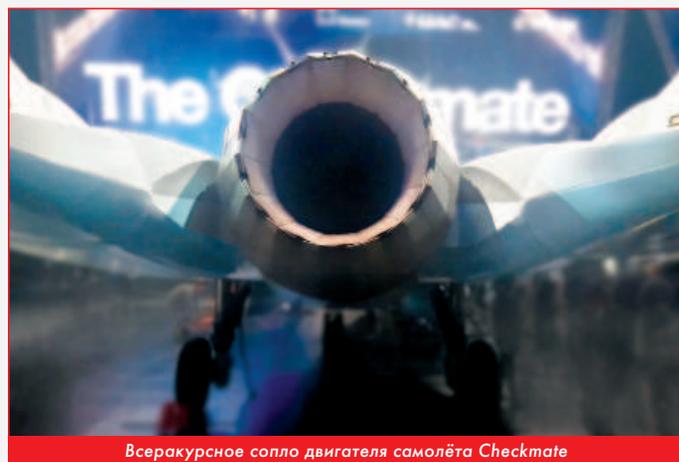
Александр Иванович Бажанов,
главный редактор журнала "Двигатель"

В этом году ожидание открытия Авиасалона МАКС-2021 было особенно волнительным из-за тревожной информации о динамике распространения коронавирусной инфекции, которая хотя и не сорвала, но наложила отпечаток на все стороны его проведения, и прежде всего на участие международных компаний. Тем не менее, вместе с 538 российскими компаниями на Авиасалоне со своими экспозициями присутствовал 91 иностранный участник из 20 стран. Широкое использование Online-формата дало возможность участвовать в работе ещё 202 зарубежным компаниям из 53 стран, и тогда можно считать, что в работе выставки участвовала 831 компания из 56 стран мира.

За всем происходящим на Авиасалоне и вокруг него следили журналисты и корреспонденты. Это более 2600 человек из 485 российских и 94 зарубежных средств массовой информации, которым для прохода на территорию Авиасалона требовалось подтвердить отсутствие в организме вируса. На число журналистов эта мера повлияла не очень сильно, а вот на количество пришедших профессионалов и любителей авиации - значительно: за шесть дней их было всего 135 тыс. человек. Почти в три раза больше (328 тыс. человек) следило за событиями на выставке, получая информацию с официального сайта МАКС. Дальнейшее её распространение через социальные сети позволило быть в курсе событий ещё двум миллионам, не равнодушных к авиации и космосу человек.

И немного о том, что было на выставке. Именно немного, ибо на ней было очень много нового и интересного, но обо всём рассказать невозможно. Прежде всего надо сказать о новинках, из которых, естественно следует отметить лёгкий тактический самолёт Checkmate, первый полёт которого ожидается в 2023 году, а поставки в авиаполки ВКС возможны уже с 2026 года. Известны некоторые его тактико-технические данные: масса 18 тонн, бое-

вая нагрузка 7,5 тонн, максимальная скорость выше 2 М, боевой радиус без дозаправки 1500 км. Двигатель со всеракурсным соплом обеспечит тяговооружённость больше единицы и, соответственно, укороченные взлёт-посадку.



Всеракурсное сопло двигателя самолёта Checkmate

Предусмотрено размещение трёх ракет средней дальности РВВ-СД во внутреннем отсеке. Есть и точки для внешней подвески, на которых будут размещаться, например, противокорабельные средства поражения. Прогнозируется, что стоимость самолёта не превысит \$30 млн.

Вместе со среднемагистральным лайнером МС-21-300 с двигателями PW1431G компании Pratt & Whitney впервые был представлен МС-21-310 с пермскими двигателями ПД-14.



Лёгкий тактический самолёт Checkmate



Совместный проход МС-21-300 и МС-21-310

Премьерой МАКС стал региональный турбовинтовой самолёт Ил-114-300, хотя его предшественник впервые поднялся в воздух СССР 29 марта 1990 года. Череда проблем постсоветского периода затянула ввод самолета в эксплуатацию (было изготовлено всего около двух десятков машин), а транспортные проблемы за последние годы только обострились. Поэтому в 2019 году производство Ил-114 было решено возобновить, но только после глубокой модернизации, в том числе и с установкой усовершенствованного двигателя ТВ7-117СТ-01.



Ил-114-300 на статической стоянке

Первый полёт самолёта Ил-114-300, у которого не изменился только фюзеляж, состоялся 16 декабря 2020 года. Теперь впереди испытания, сертификация, производство, эксплуатация.

Ещё одна новинка - лёгкий многоцелевой самолёт "Байкал" (ЛМС-901), разрабатываемый в ООО "Байкал-инжиниринг" - дочернем предприятии Уральского завода гражданской авиации. Взлётно-посадочные характеристики ЛМС-901 должны быть не хуже, чем у легендарного Ан-2, а благодаря меньшей массе (максимальная взлётная всего 4800 кг) и более высокому аэродинамическому качеству (15) у ЛМС-901 скорость на высоте 3000 метров должна быть не менее 300 км/ч (190 км/ч у Ан-2).



ЛМС-901

Создание ЛМС-901 инициировано Минпромторгом, который в 2019 г. отказался от поддержки проекта самолёта ТВС-2ДТС по причинам большой доли в нём импортных комплектующих и агрегатов, высокой стоимости приобретения (от \$2,5 до \$3 млн) и эксплуатации (стоимость лётного часа около 60 тыс. рублей).

На первом этапе ЛМС-901 будет испытываться с двигателем General Electric H80-200 (модификация чешского Walter M601). В перспективе на ЛМС-901 будет устанавливаться отечественный ВК-800. Конструкторы в дополнение к основному двигателю планируют установить ещё одну силовую установку, состоящую из двух устанавливаемых на крыле электродвигателей мощностью по 100 кВт. Энергии аккумуляторной батареи массой 200 кг будет достаточно для обеспечения горизонтального полёта в течение 45 минут.

Первый полёт должен быть выполнен до конца 2021 года. Завершить сертификацию и получить сертификат типа запланировано на конец 2022 - начало 2023 года. Коммерческие поставки начнутся в 2023 году.

Проблемы с учебно-тренировочными самолётами подвигают конструкторов и заказчиков к поиску выхода из создавшегося положения. Уже много лет испытывается самолёт Як-152 с пятисотсильным немецким дизелем RED A03.



Як-152

Самолёт Як-152 предназначался для первоначального обучения ВВС и ДОСААФ, однако двигатель импортный, а локализовать его производство в России пока не удаётся. Поэтому есть предложение от Уральского завода гражданской авиации с учебно-тренировочным УТС-800, первый полёт которого может состояться в декабре. На самолёте должен стоять тот же самый турбовинтовой двигатель ВК-800С, что и для ЛМС-901, который в настоящее время всё ещё отработывается на стенде. Поэтому на испытания УТС-800 выйдет с зарубежным мотором.

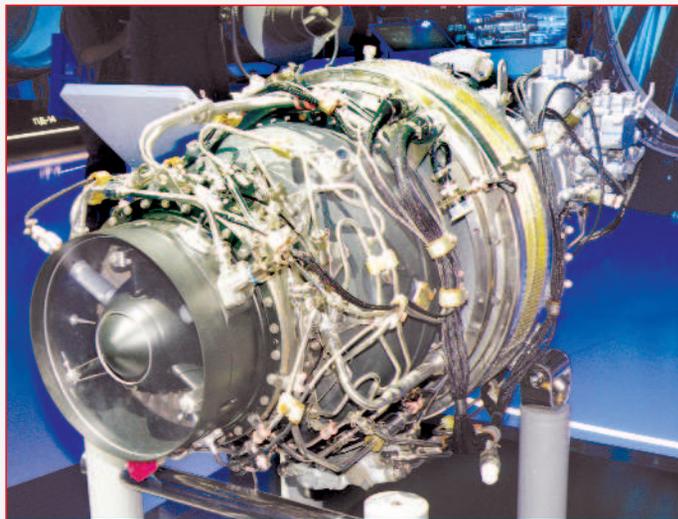
Пока ВКС решает: какому проекту отдать предпочтение, в спор вступил ЦИАМ, который на старый добрый Як-18Т установил 4,4-литровый бензиновый V-образный 8-цилиндровый двигатель мощностью 500 л.с., в штатном предназначении устанавливаемый на представительских автомобилях серии "Аурус". При двойном турбонаддуве он развивает 598 л.с., однако при установке на Як-18Т его дефорсировали. Тем самым, за счёт уменьшения мощности обеспечили повышение ресурса и надёжности. Начало лётных испытаний намечено на осень. Самое интересное, что производство этих двигателей уже налажено в Елабуге и может достичь 5 тыс. в год для обеспечения ими автомобилей, что удержит стоимость двигателя и, соответственно, модернизированного Як-18Т на приемлемом уровне.



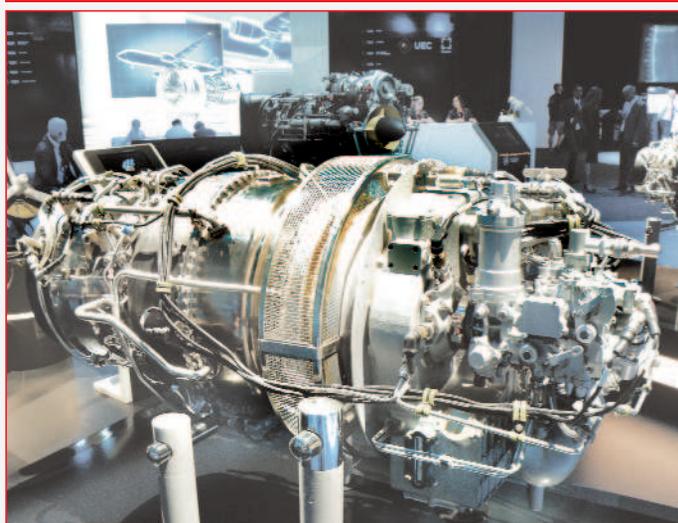
Як-18Т с двигателем от автомобиля "Аурус"

Холдинг "Вертолёты России" представил модернизированные вертолёты Ми-171А3 для обеспечения работы на нефтяных платформах и противопожарный Ка-32А11М с более мощными двигателями ВК-2500ПС-02. Установка этих двигателей на вертолёты Ка-32 позволит увеличить грузоподъёмность примерно на 1600 кг.

"Объединенная двигателестроительная корпорация" представила проекты турбовальных двигателей ВК-650В и ВК-1600В, демонстратор газогенератора двигателя ПД-8, создаваемого для использования в составе силовой установки самолёта SSJ-New, а также перспективную гибридную силовую установку.



ВК-650В



ВК-1600В

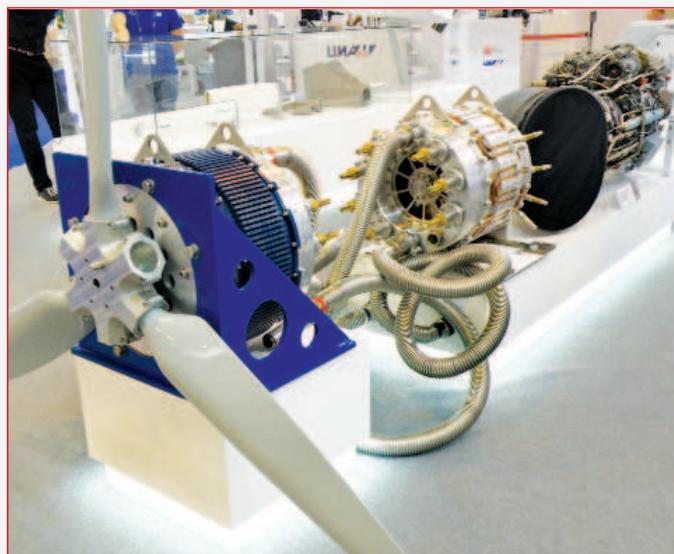


Гибридная силовая установка от ОДК



Демонстратор газогенератора ПД-8

На стенде ЦИАМ была продемонстрирована гибридная силовая установка с применением электродвигателя мощностью 500 кВт, рассчитанная на работу в условиях высокотемпературной сверхпроводимости.



ГСУ с ЭД на сверхпроводниках

На статической стоянке и в воздухе можно было увидеть Як-40 с этой установкой.



Як-40 с гибридной силовой установкой

Надо отметить, что в ЦИАМ на электродвигатели обратили внимание сравнительно давно, но тогда их устанавливали на небольшие БПЛА, на которых отрабатывалась силовая установка с

электрогенератором на основе водородных топливных элементов, в которых водород хранился в баллоне под давлением порядка 300 атм. Основная идея применения такой СУ заключалась в достижении максимальной продолжительности полёта. Но и от применения аккумуляторных батарей с литий-ионными ячейками в ЦИАМ не отказались и показали на Салоне ещё одну разработку по заказу Минпромторга - сверхлёгкий самолёт Сигма-4Э.



СУ самолёта Сигма-4Э

Электродвигатели, конечно, будут применяться всё больше, но и традиционные поршневые двигатели будут ещё долго служить авиации. Есть много давным-давно отработанных конструкций, но прогресс не стоит на месте, появляются новые материалы и технологии, позволяющие улучшить технические характеристики и эксплуатационные возможности двигателей. Некоторые из них демонстрируются на МАКС. Так Гаврилов-Ямский машиностроительный завод "Агат" показал два оппозитных двигателя: 4-цилиндровый бензиновый воздушного охлаждения (АПД-110/120) и 6-цилиндровый дизельный с жидкостным охлаждением (АПД-250/300).

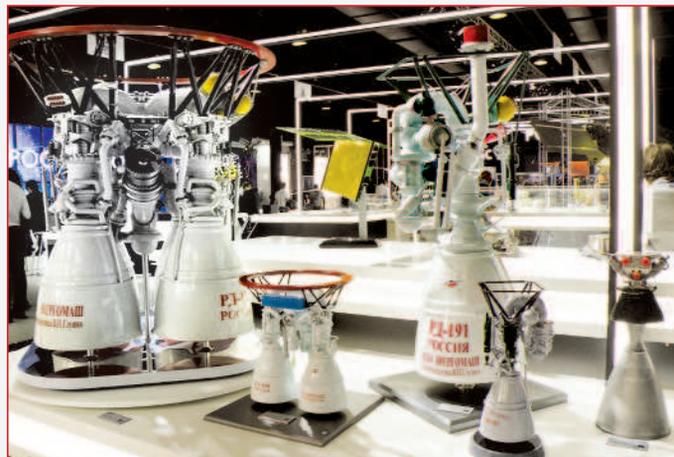


АПД-110/120



АПД-250/300

Свою продукцию на Салоне представили и предприятия космической отрасли. И если НПО Энергомаш уже давно выставляет великолепно изготовленные уменьшенные макеты своих двигателей, то для НИИ машиностроения из Нижней Салды привезти полноразмерные ракетные двигатели было совсем не трудно.



Макеты от НПО Энергомаш...



...и ЖРД малой тяги от НИИМаш

Конечно, в этом году иностранные авиапроизводители не смогли также широко как в предыдущие годы участвовать в Авиасалоне, но, тем не менее, смогли представить широкофюзеляжный дальнемагистральный самолёт Airbus A350-1000, среднемагистральный Airbus A220-300, турбовинтовой Pilatus PC-12NGX.

Организаторам Авиасалона МАКС-2021 удалось в дни работы выставки провести свыше 100 конференций, семинаров, круглых столов и других мероприятий, на которых выступило более 350 докладчиков. Их выступления прослушали более 3000 специалистов в Конгресс-центре МАКС и ещё около 2000 человек в Конгресс-зале раздела Future Hub. Впервые все эти мероприятия транслировались в Onlin-режиме на официальном сайте авиасалона и их смотрело почти 33 тысячи человек.

В ходе Авиасалона МАКС-2021 были подписаны контракты и соглашения на поставку авиационной техники (в т.ч. самолётов Sukhoi Superjet 100, Ил-114-300, вертолётов Ми-8АМТ, Ми-38ПС, Ми-171А3 и пр.) на сумму в 265 млрд рублей.

В лётной программе Авиасалона своё мастерство и возможности техники продемонстрировали авиационные группы высшего пилотажа ВКС РФ: "Русские Витязи", "Стрижи", "Соколы России". Помимо российских "Беркутов" на Ми-28 на Салоне приняла участие индийская пилотажная группа Sarang с четвёркой вертолётов Dhruv.



О НАУЧНОЙ КОНЦЕПЦИИ РАЗВИТИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОГО РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

(НАУЧНОЕ ВИДЕНИЕ И ДЕЙСТВИТЕЛЬНОСТЬ)

Феликс Юрьевич Челькис, ветеран НПО "Энергомаш". 50 лет работы над двигателями РН, включая "Протон", "Зенит", "Энергия", Atlas

Цель данной статьи - проследить рождение за последние 20 лет новой концепции развития обозначенной в заглавии. Анализ аргументации, изложенной в ряде наиболее "ярких" публикаций на эту тему, позволяет сделать вполне определенные выводы о предлагаемом отказе от достигнутого в пользу новой концепции.

В длинном перечне организаций, входящих в состав Госкорпорации Роскосмос, находятся два головных отраслевых НИИ, основными направлениями деятельности которых, в числе многих других, входят и те направления, которые касаются непосредственно ЖРД. Это - Центр Келдыша и ЦНИИмаш.

Так, Центр Келдыша - "...ведущая научная организация России по ракетным двигателям и энергетическим установкам. Основное направление деятельности - исследование и разработка научных



основ и создание научно-технического задела по ракетному двигателестроению и энергоустановкам; научно-техническое сопровождение, обеспечение надежной работы эксплуатируемых ракетных двигателей ракетно - космических комплексов; проведение научно-исследовательских, опытно-конструкторских и экспериментальных работ по поиску принципиально новых решений создания изделий ракетно - космической техники, подбору материалов и топлив на базе новейших достижений науки и техники с использованием высоких современных технологий..."

ЦНИИмаш - "...институт является основным аналитическим центром Госкорпорации "Роскосмос" в области общесистемных исследований проблем развития ракетно - космической техники



России с широким спектром задач: от проектирования концепции и долгосрочных перспектив развития ракетно - космической техники до конкретных технологических разработок и их конверсий в интересах других отраслей. Специалисты Центра теплообмена и аэродинамики и Центра прочности осуществляют прикладные исследования и научно-исследовательские работы по обеспечению наземной экспериментальной отработки ракетно-кос-

мической техники..."

В СССР всеохватность декларируемых прав и обязанностей обоих институтов в полной мере не были реализованы в практике космической отрасли при создании ракет-носителей (РН) и двигателей к ним. В те времена Главные и Генеральные конструкторы Королев, Глушко, Челомей, Янгель имели



С.П. Королёв



В.П. Глушко

собственное представление относительно "развития ракетно - космической техники России" и "создания научно-технического задела по ракетному двигателестроению".



В.Н. Челомей

После ухода основоположников прошло не так много лет и на-

чина примерно с 2000 года по настоящее время головные НИИ отрасли заявили о своем праве декларировать свое видение дальнейшей перспективы. Это нашло отражение в ряде публикаций в открытой печати. Здесь будут рассмотрены некоторые из них.

Под рубрикой "актуальная тема" в журнале "Двигатель" № 2 (8) 2000 года была напечатана статья "Перспективные ЖРД России" (1). (Примечание: здесь и далее публикациям присвоены цифры для ссылки). Статья является кратким изложением ранее выпущенного отчета "Концепция развития системы средств выведения Российской Федерации на период после 2005 года". Концепция разработана Центром Келдыша и ЦНИИмаш по заказу Росавиакосмоса.



М.К. Янгель

В том же 2000 году в журнале "Полет" была опубликована статья "Надежность и безопасность перспективных ракет-носителей" (2).

Эти публикации инициировали работу мысли ряда ученых и специалистов отрасли, в связи с чем в 2010 году в научно-техническом журнале "Авиакосмическая техника и технология" № 1, 2010 г. в разделе "Авиационные и ракетные двигатели" появилась объемная статья под названием "Обоснование выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени много-

Все иллюстрации из открытых источников



Метановая ракета Амур

метановая ракета "Амур" (4). Это интервью исполнительного директора Роскосмоса по перспективным программам и науки А. Блошенко и главного эксперта департамента перспективных программ, ответственного за реализацию проекта "Амур-СПГ" И. Пшеничникова.

Упомянутые публикации объединяет общая направленность, это - жесткая критика достигнутых результатов отечественного двигателестроения за последние 50 лет и обещание светлого будущего при смене курса.

Цитируемые ниже постулаты нового курса трудно сопоставляются с достоверными фактами, а в некоторых случаях, и здравым смыслом.

"Дальнейшее развитие мировой космической деятельности сдерживается ... недостаточной надежностью средств выведения. Так, каждый 20 - 30-й полет является аварийным, при этом в 50 % случаев - по вине двигательных установок (ДУ)." (1)

Если данное утверждение относится к любому из известных в мире летающих ракет-носителей (РН) то это неверно, а если имеются в виду осредненные данные, то утверждение лишено смысла, что адекватно известному выражению о "средней температуре по больнице".

"Практика эксплуатации российских ракет-носителей в составе которых используются ЖРД, выполненные по схемам с дожиганием и без дожигания, показывает, что более высокий уровень надежности характерен для носителей, в которых используются ЖРД без дожигания. При этом, такой показатель, как число аварий ракеты-носителя по причине отказа двигателя носителя "Союз" (двигатели без дожигания) в три раза ниже, чем у носителя "Протон" (двигатели с дожиганием). Показатель надежности носителя "Зенит" с ЖРД, выполненными по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа, с более высокими параметрами значительно уступает по показателю надежности носителю "Союз" и "Протон". (2)

После прочтения этого текста уместно вспомнить известное изречение Марка Твена: "Существует три вида лжи: ложь, Большая ложь и статистика". Вывод о зависимости надежности двигателя от его схемы и уровня параметров выдуман и не соответствует действительности. В первую очередь об этом свидетельствует опыт безотказных полетов полетов РН "Атлас" с двигателем РД-180 (92 полета) в течении 20 лет. " Число аварий ракеты-носителя по причине отказа двигателя" не является показателем надежности если после внедрения корректирующих мероприятий их эффективность подтверждена десятками или даже сотнями успешных полетов. Три отказа двигателя первой ступени носителя "Зенит" связаны исключительно с грубым нарушением производственного процесса при изготовлении. После внедрения мероприятий последние 22 полета были успешными. Более 200 последних полетов двигателя



Двигатель РД 180

разовой ракетно-космической системы" (3).

Вершиной этого идеологического сооружения можно считать публикацию на сайте Роскосмоса 05.10.2020 г. под названием "Безотказная, как автомат Калашникова:

первой ступени в составе носителя "Протон" были успешными.

"Сравнительный анализ различных схем ЖРД показал, что характерным для ЖРД с окислительным газогенератором является интенсивное развитие аварийных процессов (0,02-0,04 с) с разрушением газовых трактов, обусловленных высоким окислительным потенциалом генераторного газа (для топлива кислород-керосин почти на 90 % состоящего из высокотемпературного кислорода)." (2)

Достижение требуемого уровня безопасности для ракетных двигателей с дожиганием окислительного газа сопряжено со значительными, порой неоправданными трудностями и затратами, прежде всего потому, что закрытая схема с окислительным ГГ имеет повышенную склонность к возгоранию..." (3).

Из анализа любой схемы ЖРД подобный вывод (о характерном, т.е. часто встречающемся отказе) сделать в принципе невозможно. Такой вывод можно только придумать. Тогда характерными для любого ЖРД, использующего любой окислитель и агрегаты, нагруженные внутренним давлением выше давления окружающей среды, можно считать любой отказ с разрушением конструкции и разлетом осколков, истечением компонентов топлива, пожаром и взрывом. Что касается "повышенной склонности к возгоранию" то такого рода оценки следует отнести к категории вкусовых ощущений. Статистика многолетних успешных полетов РН "Протон" и "Атлас" свидетельствует об обратном.

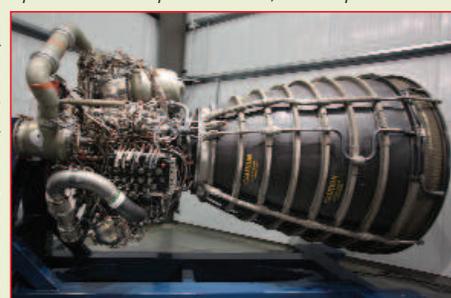
"...важнейшей задачей отечественного ракетно-космического двигателестроения на современном этапе следует считать разработку резервированной многодвигательной установки с использованием ЖРД многократного применения. К требованиям, которым должна удовлетворять такая ДУ, можно отнести следующее:

- отказ одного двигателя не должен приводить к срыву программы полета;

- кратность использования ДУ на первом этапе должна составлять 10 - 15, в последующем - 50 - 100;

- стоимость межполетного обслуживания не должна превышать 3 % стоимости ДУ с последующим снижением до 0,5 %." (1)

"Как показывают расчетно-теоретические, экспериментальные и проектные исследования, ресурс турбомашин в определяющей степени зависит от уровня их энергонапряженности. Поэтому высокая энергонапряженность агрегатов, в первую очередь ТНА современных, наиболее эффективных



Главный двигатель Space Shuttle SSME RS-25

ЖРД РД-170, РД-180, РД-191, ставит под сомнение возможность достижения высокой кратности (до 25 - 30) использование подобных двигателей и низкой стоимости (менее 1...2 % стоимости изготовления) межполетного обслуживания двигателя. Об этом свидетельствует опыт эксплуатации пока единственного в мире многократного ЖРД SSME." (1)

Это научное видение будущего, изложенного в стиле приказа по отрасли, живо по сей день, что отражается как в открытых научно-технических публикациях, так и в информации о деятельности Роскосмоса. Есть основание полагать, что исследования, на которые ссылаются авторы публикации, относятся к стационарным турбомашинам работающим годами и десятилетиями. В нашем случае мы имеем дело с тысячами или даже с десятками тысяч секунд (!). Экстраполяция здесь вряд ли уместна.

Впервые вопрос о многократном использовании первой ступени РН был поставлен в СССР при создании носителя "Энергия" в 70-х годах прошлого столетия. Двигатель РД-170 создавался как многократный. Он был успешно сертифицирован для 10-кратного полетного использования. Программа сертификационных испытаний включала демонстрацию запаса по отношению к последнему использованию по числу ресурсных испытаний. В итоге была успеш-



Saturn V

но подтверждена работоспособность двигателя в течение 17 полноресурсных испытаний и 25 включений.

Позднее аналогичная программа испытаний (21 испытание) было проведена для двигателя РД-180.

После завершения программы испытаний было проведено исследование состояния материальной части камеры сгорания. Предметом исследования являлась огневая стенка камеры на предмет обнаружения твердых отложений со стороны охладителя, а также наличия дефектов со стороны горячего газа. По результатам исследования был сделан вывод о том, что предел работоспособности не достигнут, и камера способна сохранить свою работоспособность в течение времени работы, соизмеримого с уже нажитым.

К сожалению, эти результаты, известные авторам публикаций, не охладили их революционную решимость писать историю отечественного двигателестроения с нового листа.

"Для ЖРД с восстановительным газогенератором характерно существенное снижение интенсивности развития аварийных процессов (период развития 0, 1-0,5 с и более); при авариях, как правило, не происходит разрушение газовых трактов (прогары имели место в ходе отработки двигателей, но их последствия не были ка-

Двигатель РД-180 РН "Атлас" в сборочном цехе г. Денвер, США



тастрофическими). Все это повышает эффективность использования системы аварийной защиты (охват системой защиты аварийных ситуаций может быть увеличен до 90...95 %), тем самым открывается путь к созданию и успешной эксплуатации ДУ, построенной на принципах резервирования. Это подтверждается, в частности, опытом США по ракете-носителю "Saturn-V". (2)

Утверждению о том, что "для ЖРД с восстановительным газогенератором... при авариях, как правило, не происходит разрушение газовых трактов..." уместно противопоставить другое, по убедительности сопоставимое утверждение, - "как правило, отказы ЖРД любой схемы в полете не происходят".

Далее следует заметить, что ни в отечественной, ни в американской нормативной документации не используется термин охват (или коэффициент охвата) аварийных ситуаций. Соответственно отсутствует и метод определения численного значения этого понятия. Авторы этой и многих других публикаций (в частности (3) упоминаемой здесь), где используется этот термин, ничего не сообщают своим читателям о том, как им удается выйти на численное значение. Возможно именно в этом и состоит загадочная сила нашей отраслевой науки. Численное значение "охвата" может быть определено только (!) в том невероятном случае, если достоверно определена вероятность всех возможных отказов в следствии ошибки при производстве или эксплуатации. И не в прошлом, а в перспективе, для чего по-видимому придется воспользоваться математическим моделированием, как это рекомендует главный эксперт Роскосмоса (см. ниже).

"В процессе работы ЖРД (кислород-керосин) на переходных режимах на внутренних поверхностях камеры сгорания и сопла образуется сажа. Её удаление является трудоёмкой и продолжительной ручной операцией. По опыту НПО "Энергомаш", для её полного удаления требуется почти полная разборка двигателя. В процессе очистки от сажи возможны случайные повреждения конструкции. Кроме того ручная операция очистки от сажи требует определенных мер защиты обслуживающего персонала, что также влияет на время и затраты при проведении операций межполетного обслуживания.

Очистка от сажи донной защиты многодвигательной МДУ с качающимися двигателями также представляет не простую задачу, для решения которой после каждого полета может потребоваться демонтаж донной защиты для её очистки или замены.

Операция по удалению сажи особенно актуальна для двигателей многоразового применения. Оставшаяся после предыдущего применения сажа при последующем применении ЖРД под действием давления и высокой температуры может внедриться в поверхностный слой материала, где по химико-термическому воздействию типа "цементации" может произойти местное изменение прочностных свойств материала. Под воздействием циклического температурного и механического нагружения при многократном применении возможно расслоение материала (из-за неодинаковой деформации) с разрушением агрегата..." (3).

Неряшливо написанное является от начала и до конца выдуманной. Изложенное в подобном стиле относительно личности человека называется клеветой. В этой же публикации (3) двумя страницами ранее описан опыт НПО "Энергомаш" по обеспечению возможности многоразового использования двигателя РД-170, который свидетельствует прямо о противоположном. После огневого испытания, которое проходит каждый товарный двигатель, вручную тряпкой снимается сажа с поверхностей сопел камер сгорания в течение примерно 1,5 - 2 часов (РД-180) без разборки чего-либо и параллельно с другими работами. Делается это при нахождении двигателя ещё на огневом стенде исключительно из уважения к Заказчику и чтобы не оставлять пятен на белых халатах рабочих при подготовке двигателя к отправке Заказчику и при сборке двигателя со ступенью ракеты у Заказчика.

Примечание. Впечатление от прочитанного заметно усиливается когда замечаешь в числе авторов публикации (3) сотрудников НПО "Энергомаш".

"Госкорпорация Роскосмос и Ракетно-космический центр "Прогресс" (входит в периметр Госкорпорации Роскосмос) подпи-

сали 5 октября 2020 года контракт на разработку эскизного проекта космического ракетного комплекса с новой ракетой-носителем "Амур". Носитель станет первой российской многоразовой ракетой на метане. Одна из особенностей проекта - "Амур" будут создавать под заданную стоимость пусковой услуги \$22 млн. Также ракета получит беспрецедентный (?) уровень надёжности...

...На первом этапе летных испытаний планируется обеспечить не менее десяти полетов многоразовой первой ступени "Амура". Однако в перспективе предполагается запускать одну ступень до 100 раз. При этом центральный двигатель первой ступени, который будет отвечать за ракетно-динамическую посадку, должен включиться в общей сложности 300 раз. "Центральный двигатель будет отвечать за посадку ступени обратно на Землю. В каждом полете он будет работать три раза: сначала он будет загораться при старте ракеты, второй раз двигатель будет срабатывать при торможении возвращаемой ступени в плотных слоях атмосферы, третий раз он будет запускаться уже у самой земли при мягкой посадке на "ноги". Если мы хотим запускать в будущем многоразовую ступень 100 раз, то центральный двигатель должен быть рассчитан, соответственно, на 300 запусков.

Главный эксперт уточнил, что для создания такого двигателя Роскосмос не будет проводить 300-кратные испытания на Земле, а воспользуется цифровыми методами моделирования. "По современным нормам мы, с учетом цели в 300 включений, должны взять несколько десятков двигателей и довести их практически до отказа, но я не представляю себе такой объём наземных испытаний. Соответственно, будем по-другому подходить к оценке качества и надёжности двигателей, в том числе с помощью методов математического моделирования". (4)

К обоим заявлениям молодых чиновников относительно обещания "беспрецедентного уровня надёжности" и "будем по-другому подходить к оценке качества и надёжности двигателей, в том числе с помощью методов математического моделирования" не следует относиться серьезно. Можно предполагать, что это результат доверчивости к авторитету предшествующего поколения отраслевых ученых, включая академиков, и отсутствие собственного опыта. Что касается "заданной стоимости пусковой услуги", то стоит заметить, что это далеко не самый эффективный способ поиска лучшего варианта решения проблемы.

В одном из недавних интервью, действующий ныне руководитель Роскосмоса Д.О. Рагозин справедливо заметил, что при ограниченной возможности финансирования новых космических разработок из российского бюджета в большей мере должен быть востребован интеллектуальный вклад участников этой деятельности. К сожалению это пожелание не нашло своего воплощения в реальности как это следует из рассмотрения происходящего с проектом "Амур".

Очевидно, что максимальные затраты интеллектуальных усилий ("семь раз отмерить...") следовало бы ожидать от сражения обоих участников - "керосина" и "метана" в максимально близких к равным условиям конкурса эскизных проектов, что в первую очередь предполагает близкие весовые категории "оруженосцев" с обеих сторон. Например, с одной стороны - ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и НПО "Энергомаш", с другой - РКЦ "Прогресс" и АО КБХА.

В нашем случае решение было принято преимущественно усилием воли.

Основные характеристики РН «Союз-СПГ»

значение	параметр	значение
296,1	стартовая масса РН, т	359,4
2	количество ступеней	2
45,5*	длина РН, м	48,8
4,1	диаметр РН, м	4,1
компоненты топлива РН:		
ж. кислород	-окислитель	ж. кислород
СПГ	-горючее	СПГ
масса сухих блоков РН, т:		
15,6*	-1 ступень	25,4
5,5	-2 ступень	5,5
рабочий запас компонентов РТ, т:		
184*	-1 ступень	220,0 (в т.ч. 13 т на возвращение)
77*	-2 ступень	77,0
двигательная установка		
4xРД0169А	-1 ступень	5xРД0169А
1xРД0169В-1	-2 ступень	1xРД0169В-1
4x100=400	тяга 1 ступени у земли, тс	5x100=500
95	тяга 2 ступени в пустоте, тс	95
Млн на ноо, т:		
10,7	Байконур	12
11	Восточный	12,5

Основные характеристики ракеты-носителя «Союз-7» («Амур-СПГ»)

В заключение следует акцентировать внимание читателя на следующем.

1. Рассмотренное здесь видение будущего (проект "Амур") основано исключительно на вере (не знании, полагаю), что надёжность вновь созданных и используемых в связке 5 двигателей на метане совместно с умной и быстродействующей системой аварийной защиты будет ещё выше, чем надёжность одного двигателя на керосине (РД-180), доказанная результатами 20 лет успешных полетов.

2. Представляется очевидным - в том числе с учетом опыта НПО "Энергомаш" - что при сравнении двух вариантов двигательных установок с равным уровнем суммарной тяги, но различающихся только числом двигателей (например, вариант А - 5 двигателей, вариант Б - 1 двигатель), стоимость производства и межполетного обслуживания варианта А существенно выше, чем варианта Б. Резервирование тяги в варианте А эту разницу заметно увеличивает.

3. Необходимо иметь ввиду, что конкурентоспособность отечественных средств выведения на мировом рынке зависит не только от качества производства непосредственно двигательных установок, но и от качества работы всех составляющих космической инфраструктуры.

Цитируемые первоисточники:

- Перспективные ЖРД России. Журнал "Двигатель", № 2, 2000 г. Авторы: А.С. Коротеев, директор, академик РАН; Л.П. Самойлов, к.т.н. - "Центр Келдыша".
- Надёжность и безопасность перспективных ракет-носителей. Журнал "Полет" № 7, 2000 г. Авторы: А.С. Коротеев, директор, академик РАН; В.М. Нестеров, к.т.н.; Л.П. Самойлов, к.т.н. - "Центр Келдыша".
- Обоснование выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени многоразовой ракетно-космической системы. Журнал "Авиакосмическая техника и технология" № 1, 2010 г. Авторы: А.И. Кузин, д.т.н.; С.Н. Лозин, к.т.н.; П.А. Лехов, к.т.н.; А.И. Семенов; А.В. Иевлев - ФГУП ГКНПЦ им. М.В. Хруничева; В.С. Рачук, д.т.н.; А.Ф. Ефимочкин, д.т.н. - ОАО КБХА; А.С. Коротеев, академик РАН - "Центр Келдыша"; Б.И. Каторгин, академик РАН; И.А. Клепиков, д.т.н.; А.А. Лихванцев - ОАО "НПО Энергомаш"; И.А. Смирнов, к.ф.-м.н.; А.Г. Яковлев - КБХМ им. А.М. Исаева; В.В. Вахниченко, д.т.н.; В.И. Петров, д.т.н.; А.М. Ромашкин; Ю.Г. Гусев - ФГУП ЦНИИмаш.
- <https://www.roscosmos.ru/29357/>

Связь с автором: feliks107@mail.ru

С сайта: <https://rf-smi.ru/russ/63330-rossiyskaya-mnogorazovaya-raketa-otvet-fionu-masku-budet-vypolnyat-do-50-poletov.html>

ВЛИЯНИЕ ВЗАИМОРАСПОЛОЖЕНИЯ СТАТОРНЫХ ЛОПАТОЧНЫХ ВЕНЦОВ НА КПД И ВИБРАЦИОННУЮ НАДЕЖНОСТЬ ОСЕВЫХ ТУРБИННЫХ СТУПЕНЕЙ

Григорий Сергеевич Коленько, аспирант, ФГАОУ ВО "Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого"
Николай Алексеевич Забелин, к.т.н., доцент Высшей школы энергетического машиностроения
Георгий Анатольевич Фокин, д.т.н., заведующий базовой кафедрой "Газотурбинные агрегаты для газоперекачивающих станций" на базе ООО "Газпромтрансгаз Санкт-Петербург"

Надежность, безопасность и высокий КПД современных энергетических газотурбинных и паротурбинных установок во многом определяется вибрационной надежностью их лопаточных аппаратов. Основным источником возбуждения вибраций лопаток является нестационарность потока в проточной части турбин и нестационарное аэродинамическое взаимодействие их лопаточных венцов. Существуют различные способы уменьшения уровня вибраций рабочих лопаток, например, уменьшение уровня возмущающих сил. В настоящей работе рассматривается конструктивный, геометрический способ уменьшения уровня возмущающих аэродинамических сил – за счет окружного сдвига несмежных статорных лопаточных венцов относительно друг друга в полуторной осевой турбинной ступени. В заключении приведена рекомендованная величина окружного сдвига, полученная по результатам моделирования.

The reliability, safety and high efficiency of modern power gas turbine and steam turbine plants are largely determined by the vibration reliability of their blades. The main source of vibration excitation of the blades is the unsteadiness of the flow in the flow path of the turbines and the unsteady aerodynamic interaction of their blade rows. There are various ways to reduce the level of vibration of the rotor blades, for example, to reduce the level of excitation forces. In this paper, a constructive, geometric method for reducing the level of disturbing aerodynamic forces is considered – due to the circumferential displacement of non-adjacent stator blade rows relative to each other in a one-and-a-half axial turbine stage. In conclusion, the recommended circumferential displacement value obtained from the simulation results is given.

Ключевые слова: осевая турбинная ступень, вычислительная гидрогазодинамика, пакет Ansys CFX, переменные аэродинамические силы, нестационарный поток, аэродинамическое взаимодействие лопаточных венцов, clocking-эффект.

Keywords: axial turbine stage, CFD, Ansys CFX, unsteady blade forces, blade row interaction, clocking-effect, vibration reliability.

В современных энергетических и транспортных газовых турбинах лопаточные аппараты работают в условиях периодической неравномерности и нестационарности потока, вызванной наличием сопловых, направляющих, рабочих лопаток, стоек подшипника и других элементов в проточной части. Перечисленные элементы при взаимодействии с потоком создают возмущения полей скоростей и статических давлений вверх и вниз по потоку, а за выходными кромками сопловых и рабочих лопаток образуются турбулентные вихревые следы [1]. В осевой турбинной ступени возмущения полей давлений и вихревые следы от неподвижных направляющих аппаратов периодически воздействуют на рабочие лопатки, вызывая переменность аэродинамических сил и, следовательно, вибрацию РЛ, а также дополнительные потери кинетической энергии потока. Поскольку размах переменных аэродинамических сил во многом определяет вибрационную надежность лопаточного аппарата, а потери кинетической энергии – КПД турбины, поиск способов уменьшения уровня переменных сил и потерь КЭ представляет собой актуальную задачу.

На этапе проектирования указанную задачу можно решить за счет варьирования геометрических соотношений ступени. В статье [2] рассматривалось влияние таких геометрических параметров как межвенцовый осевой зазор Δz , и отношение шагов направляющих лопаток и рабочих лопаток t_2/t_1 . В настоящей работе исследуется влияние окружного взаиморасположения статорных лопаточных венцов (направляющих аппаратов) в полуторной осевой турбинной ступени на уровень переменных аэродинамических сил (ПАС) и потери кинетической энергии.

Круг проблем, связанных с аэродинамическим взаимодействием трех лопаточных венцов в полуторной осевой турбинной ступени НЛ+РЛ+НЛ с одинаковым или кратным числом лопаток в нес-

межных лопаточных рядах в зарубежной и отечественной литературе называют clocking-эффектом. Окружной сдвиг лопаток третьего ряда относительно лопаток первого ряда влияет на структуру потока, КПД ступени, ее аэродинамические характеристики, частоты, амплитуды и фазы ПАС, действующие на рабочую лопатку.

В работе [3] объектом численного исследования стала 1,5-ступенчатая турбина, результаты физического эксперимента для которой были получены в Институте реактивных двигателей и турбомашин университета технологий (Аахен, Германия) [8]. Среднее сечение исследуемой турбины представлено на рис. 1. Эксперимент и численное моделирование проводились для 9 положений лопатки второго НА (в пределах одного шага t_1) относительно первого НА.

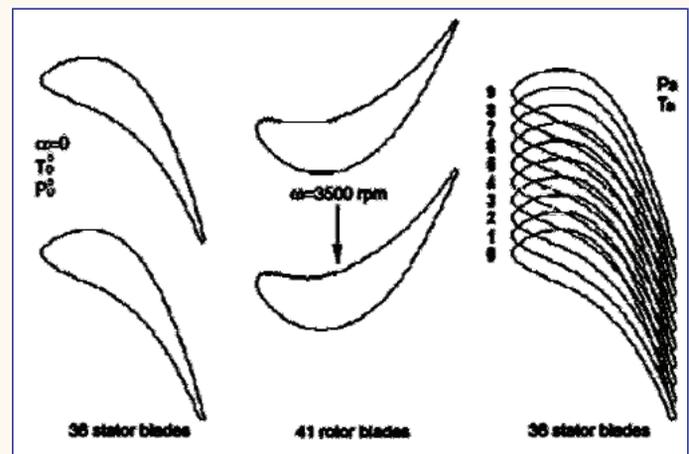


Рис. 1 1,5-ступенчатая модельная турбина для исследования clocking-эффекта [8]

На рис. 2 представлена экспериментальная [8] и численно-расчетная [3] зависимость КПД полупорной ступени отокружного сдвига второго НА.

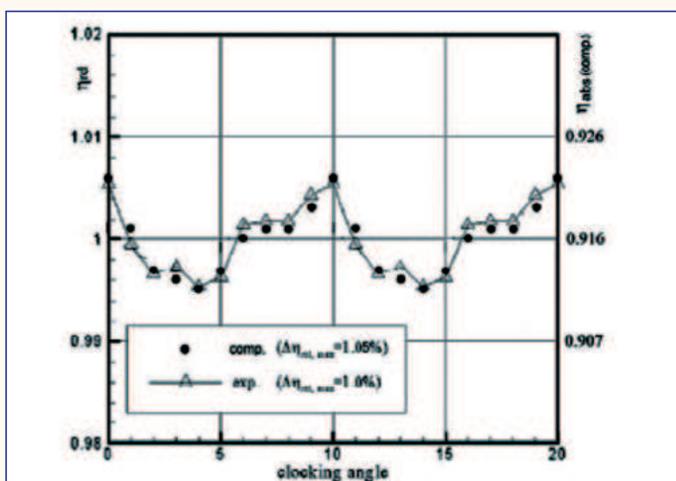


Рис. 2 Изменение относительных значений КПД при изменении взаимного окружного положения статоров [3]

Максимумы кривой на рис. 2 соответствуют положению 0 второго НА (как на рис. 1), а минимумы - положению 4, при котором вихревые структуры в межвенцовом зазоре РК-НА₂ натекают на входные кромки вторых НЛ. Размах КПД, обусловленный clocking влиянием: $\Delta\eta = 1\%$.

Некоторые геометрические характеристики исследованных ступеней из разных стран [3, 4, 5, 6, 7, 8] и размах КПД ступени, обусловленный clocking влиянием, сведены в таблицу 1.

Таблица 1 Размах изменения КПД турбинных ступеней: результаты исследований clocking-эффекта (численных и экспериментальных)

Публикация	d/l_2	Число лопаток НЛ1-РЛ-НЛ2	Число Re_{B1}	Осевой зазор $\Delta z_2 / B_2$	$\Delta\eta, \%$
[3], (2011, Украина)	9,9	36-41-36	-	0,29	1
[4], (2005, Польша)	5,16	22-23-22-23	$5,55 \cdot 10^3$	0,293	0,2
[6], (2009, Корея)	9,0	22-28-28	$5,9 \cdot 10^3$	0,672	1
[5], (2010, Китай)	9,6	84-172-126	-	0,518	0,1
[7], (2007, Австрия)	6,13	24-36-24	$2,57 \cdot 10^6$	0,713	2

Из таблицы 1 видно, что размах изменения КПД полупорных ступеней различной геометрии, обусловленный вариациями взаимного положения несмежных статорных лопаточных венцов, составляет порядка 0,2...2%. Авторы полагают, что в наибольшей степени на величину $\Delta\eta_{clocking}$ влияют число Маха M_{c1} , число Рейнольдса Re_{B1} , отношение d/l_2 и величина второго межвенцового осевого зазора $\Delta z_2 / B_2$.

Цель настоящей работы - исследовать методом численного моделирования влияние окружного сдвига несмежных статорных лопаточных венцов на КПД и на уровень переменных аэродинамических сил, действующих на РЛ в полупорной осевой турбинной ступени ЛПИ.

Объект и метод исследования. Для анализа clocking-эффекта базовая модельная ступень ЛПИ из статьи [2] была соответствующим образом доработана - добавлен еще один направляющий аппарат, имеющий точно такую же геометрию как существующий НА, те же профили, тот же угол их установки и число лопаток ($Z_1=51$). На рисунке 3 показана расчетная модель ступени ЛПИ для исследования clocking-эффекта.

Была проведена серия расчетов нестационарного течения в 1,5-ступени ЛПИ с различным окружным взаиморасположением направляющих аппаратов $\Delta t/t_1$. Величина $\Delta t/t_1$ представляет собой окружной сдвиг второго направляющего аппарата относительно первого НА. Исходное нулевое положение показано на рисунке 3 - входные кромки НЛ₂ расположены на одной оси 1 с выходными

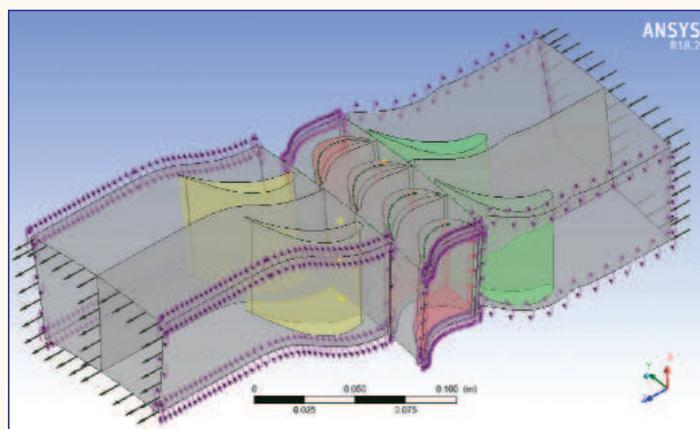


Рис. 3 Расчетная модель полупорной ступени ЛПИ: вариант $\Delta t/t=0$

ми кромками НЛ₁. Для численного расчета методом URANS использовался решатель AnsysCFX 18.2. В качестве модели турбулентности была выбрана одна из популярных на сегодняшний день модель SST Ментера [9], пригодная для расчета турбулентных течений в турбомашине. Для построения расчетных сеток лопаточных секторов использовался сеточный генератор AnsysTurbogrid.

Результаты расчета.

Влияние сдвига НЛ-2 на уровень ПАС РЛ

На рисунках 4а и 4б представлены кривые изменения размахов окружной составляющей и осевой составляющей ПАС РЛ от относительного положения направляющих решеток $\Delta t/t_1$.

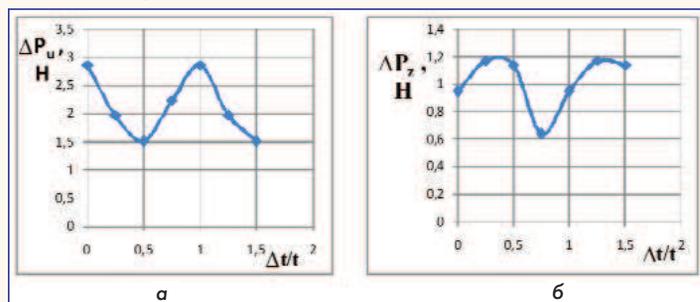


Рис. 4 Зависимость размахов окружной составляющей (а) и осевой составляющей (б) ПАС РЛ полупорной ступени ЛПИ от относительного взаимного положения направляющих решеток $\Delta t/t_1$

Сопоставляя рисунок 4а и рисунок 7 (поле энтропии), можно видеть, что окружные размахи ПАС РЛ максимальны при окружном сдвиге НЛ $\Delta t/t_1 = 0$, когда объединенные вихревые структуры перемещаются вблизи вогнутой стороны второго направляющего аппарата.

Минимум размахов окружных ПАС РЛ наблюдается при ок-

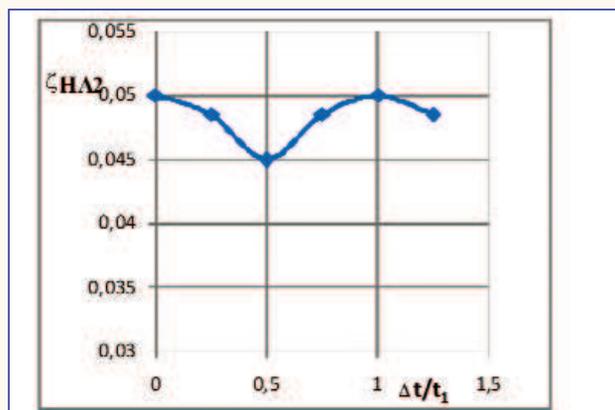


Рис. 5 Коэффициент потерь КЭ второго направляющего аппарата полупорной ступени ЛПИ в зависимости от относительного взаимного положения направляющих решеток $\Delta t/t_1$

ружном сдвиге $\Delta t/t_1 = 0,5$, когда объединенные вихревые структуры дрейфуют примерно посередине межлопаточного канала НЛ₂.

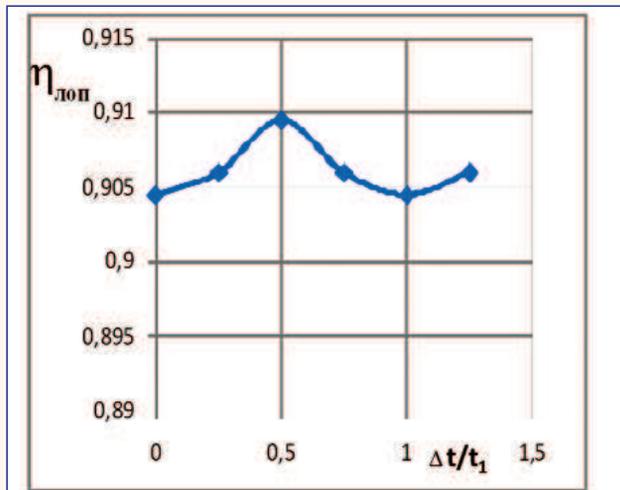


Рис. 6 Лопаточный КПД полуторной ступени ЛПИ (без учета потерь с выходной скоростью) в зависимости от относительного взаимного положения направляющих решеток $\Delta t/t_1$

Влияние сдвига НЛ₂ на потери кинетической энергии и КПД

В подтверждение результатов других авторов [3, 4, 6] получены качественно и количественно схожие зависимости коэффициента потерь кинетической энергии второго направляющего аппарата и окружного КПД полуторной ступени ЛПИ: рисунок 5 и рисунок 6.

Сопоставляя рисунок 5 с рисунком 4а, можно заметить корреляцию между уровнем потерь в направляющем аппарате и уровнем окружных переменных сил, действующих на рабочую лопатку. При окружном сдвиге $\Delta t/t_1 = 0$ наблюдается максимум окружной ПАС РЛ и максимум кривой $\zeta_{НА2}(\Delta t/t_2)$.

Анализ потерь кинетической энергии в полуторной ступени ЛПИ при варьировании окружного сдвига НЛ-2 показал, что изменение лопаточного КПД в данном случае происходит только из-за составляющей $\zeta_{НА2}$ (рисунок 6).

С точки зрения аэродинамической эффективности полуторной ступени, входные кромки второго направляющего аппарата следует располагать так, чтобы объединенные вихревые структуры, выходящие из рабочего колеса (рис. 7), дрейфовали примерно посередине ширины межлопаточного канала второго НА. Для данной ступени это положение $\Delta t/t_1 = 0,5$.

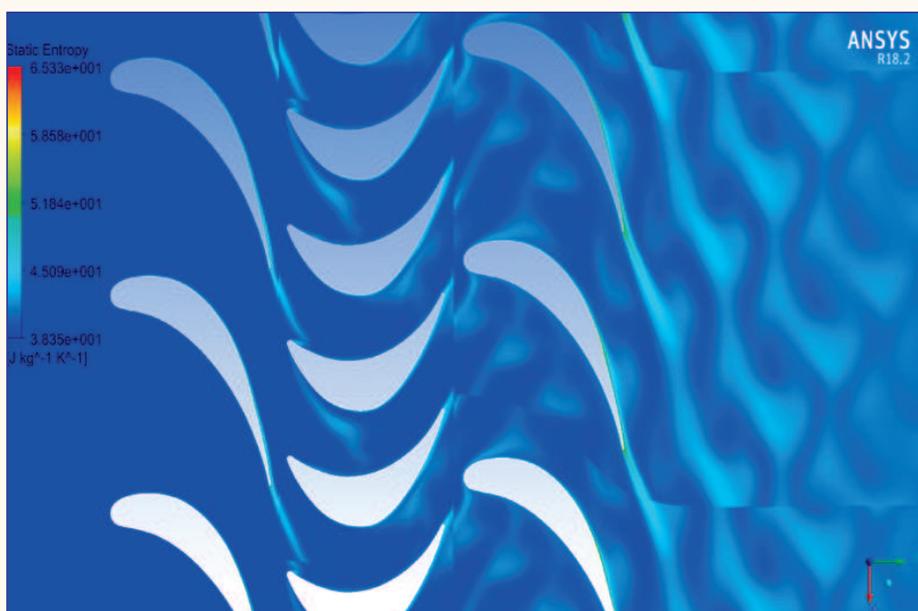


Рис. 7 Мгновенное поле энтропии, построенное для поверхности $x/l=0,5$ полуторной ступени ЛПИ: $\Delta t/t_1=0$

Коридор изменения КПД, обусловленный окружным сдвигом НЛ₂, для данной ступени составил $\Delta\eta = 0,5\%$, что количественно подтверждает результаты, опубликованные другими авторами ($\Delta\eta = 0,2...1\%$) [3, 4, 6].

Заключение

1) Минимум размахов окружных ПАС РЛ для данной ступени наблюдается при окружном сдвиге $\Delta t/t_1 = 0,5$, когда объединенные вихревые структуры дрейфуют примерно посередине межлопаточного канала НЛ₂.

2) При том же взаиморасположении несмежных лопаточных венцов $\Delta t/t_1 = 0,5$ наблюдается максимум лопаточного КПД ступени.

Величину окружного сдвига $\Delta t/t_1 = 0,5$ рекомендуется использовать на этапе проектирования осевых турбинных ступеней.

3) Коридор изменения КПД, обусловленный окружным сдвигом НЛ₂, для данной ступени составил $\Delta\eta = 0,5\%$, что укладывается в диапазон размахов КПД, полученных другими исследователями для турбинных ступеней с близким отношением $d/l_2(\Delta\eta = 0,2...1\%)$ [3, 4, 6].

Литература

1. Коленько Г.С., Ласкин А.С. Нестационарные и осредненные аэродинамические нагрузки, действующие на рабочие лопатки разной геометрии // Научно-технические ведомости СПбПУ. Естественные и инженерные науки. - 2020. - № 1 (26). - С. 15-28.
2. Коленько Г.С., Забелин Н.А., Фокин Г.А. Нестационарное аэродинамическое взаимодействие лопаточных венцов в энергетических осевых турбинах и пути повышения вибрационной надежности рабочих лопаток // Двигатель.-2021. - №3 (135).- С. 20-23.
3. Лапотко В.М., Кухтин Ю.П., Лапотко А.В. Полный анализ clocking-эффектов в 1.5 ступени газовой турбины с использованием метода отслеживания струй течений газа // Вестник двигателестроения. - 2011.-№2.-С.14-19.
4. Blaszczyk, Jaroslaw R. Efficiency Improvement and Noise Reduction Through Stator-Clocking Effect of a Two-Stage Turbine // Proceedings of ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air, June 6-9, 2005, Reno-Tahoe, Nevada, USA.
5. Li, Wei; Ouyang, Hua; Du, Zhao-hui Numerical Simulation of Clocking Wake Transportation and Interaction in a 1.5-Stage Axial Turbine // Proceedings of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air, June 14-18, 2010, Glasgow, UK.
6. Minsuk Choi, Jong Il Park, HeeTaeg Chung and Je Hyun Back Relation of Clocking Effect and Secondary Flow in a 1.5 Stage Axial Turbine // International Journal of Turbo and Jet Engines. - 2009.-№26.-Р. 97-110.
7. Schennach O., Pecnik R., Paradiso B., G€uthlich E., Marn A., Woisetschl€ger J. The effect of vane clocking on the unsteady flowfield in a one and a half stage transonic turbine // Proceedings of ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air, May 14-17, 2007, Montreal, Canada.
8. Volmar, T., Brouillet, B., Benetschik, H., Gallus H.E. Test Case 6: 1-1/2 Stage Axial Flow Turbine - Unsteady Computation, in: ERCOFTAC Turbomachinery Seminar and Workshop.- 1998.
9. Shawn Wasserman Choosing the Right Turbulence Model for Your CFD Simulation // ENGINEERING.com. - 2016. URL: <https://www.engineering.com/DesignSoftware/DesignSoftwareArticles/ArticleID/13743/Choosing-the-Right-Turbulence-Model-for-Your-CFD-Simulation.aspx> (Дата обращения: 12.02.2020).

Связь с авторами:
gidrat@mail.ru,
n.zabelin.turbo@mail.ru,
fokin_ga@spbstu.ru

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ КАЧЕСТВА РАСЧЁТНОЙ СЕТКИ И ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ НА РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ И ОПТИМИЗАЦИИ ЛАБИРИНТНОГО УПЛОТНЕНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет):
Ирина Вячеславовна Андросович, аспирант
Марина Владимировна Силуянова, д.т.н., профессор кафедры ТПЭДЛА

Одним из путей повышения эффективности газотурбинного двигателя является улучшение герметичности его газо-воздушных полостей и сокращение утечек воздуха за счёт применения новых малорасходных уплотнений. Установка новых эффективных типов уплотнений уменьшает утечки воздуха и газа из проточной части двигателя, что приводит к повышению параметров его термодинамического цикла и сокращению удельного расхода топлива.

One of the ways to increase the efficiency of a gas turbine engine is to improve the tightness of its gas-air cavities and reduce air leaks through the use of new low-flow seals. The installation of new efficient types of seals reduces air and gas leaks from the engine flow, which leads to an increase in the parameters of its thermodynamic cycle and a reduction in specific fuel consumption.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, лабиринтные уплотнения, математическое моделирование, вычислительная газовая динамика, поверхность отклика, оптимизация.

Keywords: gas turbine engine, labyrinth seals, mathematical modeling, computational fluid dynamics, response surface, optimization.

Работа посвящена необходимости совершенствования турбомашин летательных аппаратов с целью повышения их эффективности за счет оптимизации характеристик лабиринтных уплотнений для уменьшения утечек воздуха [1-3]. В условиях высоких окружающих скоростей и больших перепадов давления обычно используются лабиринтные уплотнения. Эффективность лабиринтных уплотнений зависит от размера радиального зазора, количества гребешков и их конфигурации. Однако минимальное значение радиального зазора определяется технологией изготовления, радиальным перемещением ротора, а также зависит от нагрева узлов статора и ротора. Эффект лабиринтных уплотнений основан на торможении (закручивании) газа в узком кольцевом зазоре с последующим расширением в соседнем кольцевом зазоре, где давление преобразуется в высокоскоростной напор на выходе [1-5].

В работе [4] приведен способ расчёта расхода воздуха через лабиринтное уплотнение с использованием математического выражения для расчета скорости утечки через уплотнение. Большой вклад в теорию лабиринтных уплотнений внесло обзорное исследование [5]. Показано, что аналитические модели для прогнозирования удовлетворительных эксплуатационных характеристик уплотнений по-прежнему трудно регулировать. Таким образом, стендовые испытания на герметичность все еще используются в исследовательских целях.

В последние годы наряду с развитием методов вычислительной гидродинамики было проведено множество вычислительных исследований и разработаны модели для анализа потоков внутри лабиринтных уплотнений [6-10]. В исследовательской работе [10] авторы предлагают способ разработки новых конфигураций уплотнений лабиринтного типа. Характеристики лабиринтных уплотнений были исследованы в работе [11], по полученным результатам авторы делают вывод, что хорошая конфигурация уплотнения должна обеспечивать высокую скорость рассеивания кинетической энергии.

Новейшие исследования влияния геометрии лабиринтных уплотнений и оптимизации геометрии уплотнений выполнены в [12], в исследовании проведён анализ влияния геометрических параметров лабиринтных уплотнений, включая размер зазора и длину гребня. Оптимизация уплотнения методами CFD изучена в [13]. Таким образом, эти работы близки к текущему исследованию и к предыдущей его части [14-15].

Основываясь на обзоре литературы и опыта, становится ясно, что усилия по повышению производительности лабиринтного уплотнения должны быть направлены либо на разработку новой конфигурации, либо на совершенствование существующих конструкций.

В ходе текущей работы проводится параметрическое исследование, оптимизация и анализ влияния условий работы лабиринтного уплотнения обобщенной конфигурации для турбомашин и роторов газотурбинных двигателей. По результатам серии расче-

тов оценивается влияние размера элементов сетки и конфигурации призматического подслоя на результаты расчетов, определяется влияние граничных условий на устойчивость расчета и точность результатов математического моделирования.

Многие из этих задач уже рассмотрены в той или иной степени, например, с меньшим количеством параметров [7-8].

Для обобщенной конфигурации лабиринтного уплотнения выбрано шесть непрерывных геометрических параметров: углы наклона сторон гребня, радиус скругления у основания гребня, высота гребня, ширина гребня и ширина вершины гребня (рисунком 1).

Постановка задачи и проведение оптимизации лабиринтного уплотнения

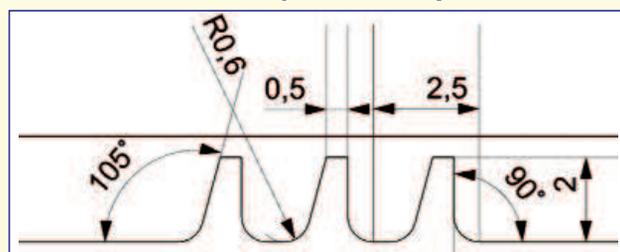


Рис. 1 Вид обобщенной конфигурации лабиринтного уплотнения ПД

В ходе оптимизации ищется оптимальное сочетание геометрических параметров.

В качестве критерия оптимальности выбран массовый расход через лабиринтное уплотнение.

Задача оптимизации лабиринтного уплотнения сформулирована следующим образом:

$$\mathcal{S} = \{\bar{S}_i | P_{il} \leq P_i \leq P_{ih}\} \quad (1)$$

$$(\bar{S}_i^*) \in \mathcal{S}: G_B(\bar{S}_i^*) = \min_{(\bar{S}_i) \in \mathcal{S}} \{G_B(\bar{S}_i)\} \quad (2)$$

Или в случае выбранного лабиринтного уплотнения обобщенной конфигурации, как:

$$S = \{S_1 | 0.1 \leq P_1 \leq 0.6, 90 \leq P_2 \leq 120, 90 \leq P_3 \leq 120, 0.1 \leq P_4 \leq 0.8, 0.2 \leq P_5 \leq 1.6, 2 \leq P_6 \leq 3\} \quad (3)$$

Граничные условия и сходимости по сетке

В качестве граничных условий было использовано условие opening pressure с заданными давлениями и температурами (рисунок 2). При использовании граничного условия RotationPeriodicity 3 % расчётов завершалось ошибкой (из 200 расчётов), при использовании граничного условия free slipwall - 0,1 % расчётов завершалось ошибкой (из 300 расчётов). Разница результатов составила менее 2 %. Для проведения расчета была выбрана сетка типа hexadominantmultyzone. В ходе серии расчётов была проведена оценка влияния размеров элементов сетки и конфигурации призматического подслоя на результаты расчётов, результаты приведены в таблице 1 (прошу добавить это предложение). Результат анализа показал, что следует использовать сетку с размером элемента менее 60 мкм, которая обеспечивает не менее 4 элементов в канале в дополнение к призматическому подслою. Анализ также показал значительное влияние использования функции стенки на результат расчета, что требует использовать призматический подслой с высотой первого элемента 1 мкм и 20 слоями и позволяет иметь коэффициент роста до размера основных элементов менее 1,25 (таблица 1).

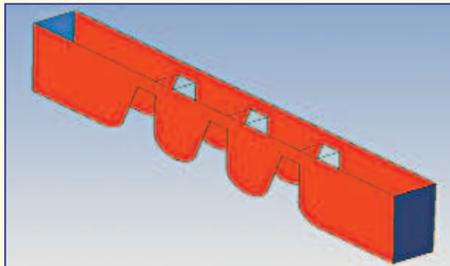


Рис. 2 Граничные условия - периодичность вращения стенка свободного скольжения (красный) и давление открытия (синий)

Таблица 1 - Результаты анализа сходимости по сетки

Средний размер элемента, мм	Количество элементов	Относительное количество элементов	Расход воздуха, г/с	Относительный расход воздуха	Yplus max
0,1	88230	0,165908	9,81	1,008222	<50
0,06	205050	0,385577	9,89	1,016444	<50
0,05	280470	0,527398	9,89	1,018499	<50
0,04	417920	0,785859	9,97	1,024666	<50
0,07	221600	0,416698	9,58	0,984584	<1
0,06	283680	0,533434	9,63	0,989723	<1
0,05	370320	0,696352	9,59	0,985612	<1
0,04	531800	<1	9,73	<1	<1

По результатам анализа влияния граничных условий для проведения оптимизации выбрано более стабильное условие free slipwall.

Выбрана многозонная сетка с гексадоминантным типом и призматическим подслоем. В ходе серии расчетов была проведена оценка влияния размеров элементов сетки и конфигурации призматического подслоя на результаты расчетов, результаты приведены в таблице 2.

Был проведен анализ влияния окружной скорости на работу лабиринтного уплотнения влияние составило 3,01 %. Минимальный массовый расход составил 0,0479, максимальный массовый расход составил 0,0484. Влияние окружной скорости на расход воздуха через уплотнение на 8000 оборотов слабое, до 1,13 %, при 16000 оборотов до 3,01 %. При оптимизации учёт влияния оборотов опционален, так как они слабо влияют на массовый расход воздуха через уплотнение (таблица 2, рисунок 3).

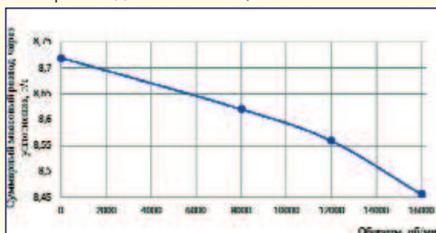


Рис. 3 Зависимость массового расхода воздуха от оборотов

Таблица 2 - Зависимость массового расхода воздуха от оборотов

Обороты, об/мин	Массовый расход через сектор, г/с	Суммарный массовый расход через уплотнение, г/с	Процент влияния массового расхода воздуха через уплотнение
0	0,0484	8,720	
8000	0,0479	8,621	1,13
12000	0,0476	08,560	1,83
16000	0,0470	8,457	3,01

На рисунках 4 - 9 представлены поле давления и векторное поле скоростей. При увеличении окружной скорости абсолютное значение скорости в зазоре уплотнения увеличивается, а осевая составляющая уменьшается, что в результате приводит к уменьшению расхода воздуха через уплотнение.

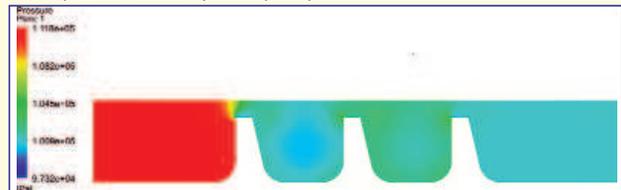


Рис. 4 Поле давления на 8000 оборотов

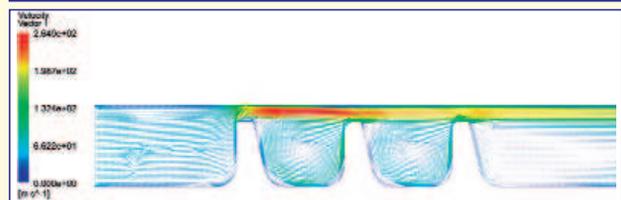


Рис. 5 Векторное поле скоростей на 8000 оборотов

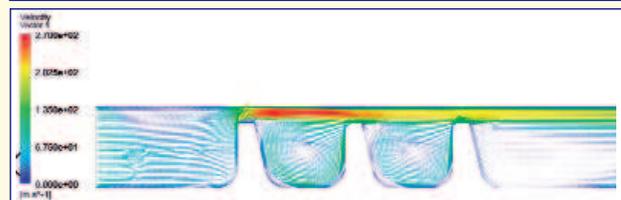


Рис. 6 Векторное поле скоростей на 12000 оборотов

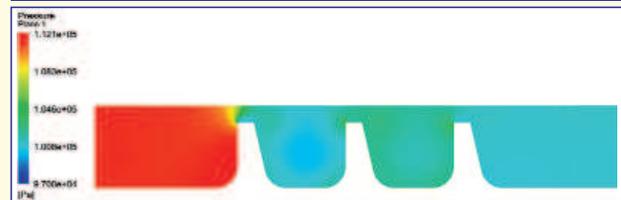


Рис. 7 Поле давления на 12000 оборотов

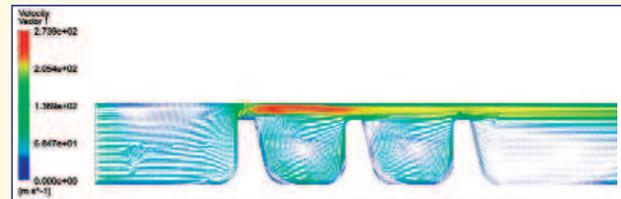


Рис. 8 Векторное поле скоростей на 16000 оборотов

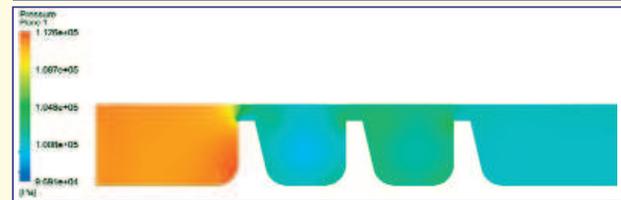


Рис. 9 Поле давления на 16000 оборотов

Оптимизация и анализ чувствительности

В результате оптимизации получен следующий облик лабиринтного уплотнения.

Сравнение исходного (рисунки 10-11) и оптимизированного





Рис. 10 Векторное поле скоростей в исходной конструкции уплотнения



Рис. 12 Векторное поле скоростей в оптимизированной конструкции уплотнения



Рис. 11 Поле давления в исходной конструкции уплотнения



Рис. 13 Поле давления в оптимизированной конструкции уплотнения

(рисунки 12-13) уплотнения показало, что в оптимизированном уплотнении поток тормозится на вершине каждого гребня, а также увеличивается интенсивность вихревых структур между каждой парой гребней, что привело к увеличению рассеивания энергии, значительному снижению скорости потока в зазоре и, как следствие, к снижению массового расхода через уплотнение до 28 %.

Увеличенное расстояние между вершинами гребней обеспечивает большее пространство для вихревых структур и позволяет увеличить их интенсивность за счет действия вязких сил между ядром потока и газом между гребнями; угол наклона поверхности гребня и, в меньшей степени, расстояние между гребнями сыграли ключевую роль в увеличении расстояния между верхними гранями гребней. Увеличенная высота гребня также обеспечила больше пространства для формирования более интенсивной вихревой структуры. Острая вершина и определенный угол наклона гребня со стороны высокого давления способствовали появлению в зазоре значительной составляющей радиальной скорости, что также способствовало замедлению потока.

На рисунке 14 приведены результаты анализа отклика расхода воздуха через уплотнение при варьировании геометрическими параметрами в рассматриваемом диапазоне. Влияние на рисунке приведено к 100 %. Влияние наклона боковых граней гребня составило 2 % и 10 % со стороны низкого и высокого давления соответственно.

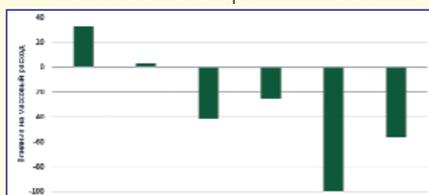


Рис. 14 Влияние геометрических параметров на массовый расход уплотнения

Влияние высоты гребня составило 6 %, расстояния между гребнями до 5 %, ширины площадки на вершине гребня до 2,5 %. Радиус скругления у основания не оказывает существенного влияния.

В дальнейшем проведено сравнение исходных и оптимизированных уплотнений с различными соотношениями давлений для анализа влияния оптимизации на снижение массового расхода в оптимизированном уплотнении в широком диапазоне рабочих режимов (рисунок 15).

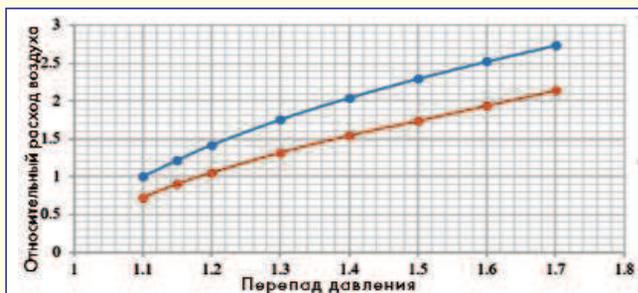


Рис. 15 Относительный массовый расход исходного (синего) и оптимизированного (оранжевого) уплотнения в зависимости от соотношения давлений

Выводы

Анализ сходимости сетки и влияния сетки показал, что при моделировании работы лабиринтного уплотнения необходимо использовать сетку, которая не допускает использования логарифмической функции стенки и обеспечивает значения $Y^+ \approx 1$, а также имеет достаточное количество элементов в зазоре.

Оптимизация лабиринтного уплотнения позволяет значительно снизить расход через него. Сравнение характеристик потока исходного и оптимизированного уплотнений показало, что оптимальное уплотнение обеспечивает меньший массовый расход в широком диапазоне соотношений давлений.

Сравнение уплотнений при различных условиях эксплуатации показало, что высокое качество оптимизированного уплотнения сохраняется в широком диапазоне условий эксплуатации и обеспечивает снижение расхода более, чем на 20 % по сравнению с исходной конфигурацией.

Высококачественное прямооточное лабиринтное уплотнение снижает потери течения воздуха до 50%. ▣

Литература

- 1 Tong S K and Kyu S C 2009 Comparative analysis of the influence of labyrinth seal configuration on leakage behaviour. *J. Mech. Sci. Technol.* 23 2830 <https://doi.org/10.1007/s12206-009-0733-5>
- 2 Vasiliev V S, Levochkin P S, Chvanov V K and Timushev 2019 Proposals for improving the efficiency and durability of the turbines of turbo-pump assemblies in liquid-propellant rocket engines by using double-sided crest-type radial labyrinth seals. *IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng.* 491 012018 <https://doi.org/10.1088/1757-899X/491/1/012018>
- 3 Фалалеев С.В. Проблемы и перспективы использования торцовых уплотнений с газовой смазкой в современных ГТД // В сборнике: Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Сер. "Вестник СГАУ" Самара. ? 2000. ? С. 91 ? 98.
- 4 Tong S K and Kyu S C 2009 Comparative analysis of the influence of labyrinth seal configuration on leakage behaviour. *J. Mech. Sci. Technol.* 23 2830 <https://doi.org/10.1007/s12206-009-0733-5>
- 5 Morrison G and Chi D 1985 Incompressible flow in stepped labyrinth seals. *ASME/ACSE Applied Mechanics, Bioengineering and Fluids Engineering Conf.* (June 24-26, Albuquerque, New Mexico) ASME Paper-85-FE-4
- 6 Schram V, Willenborg K, Kim S and Wittig S 2002 Influence of a honeycomb facing on the flow through a stepped labyrinth seal. *J. Eng. Gas Turb. Power* 124 140 ASME-Paper 2000-GT-291
- 7 Bidkar R, Edip S, Jifeng W, Azam T, Andrew M, Maxwell P, Grant M, Timothy A and Jeffrey M. 2016 Low-leakage shaft-end seals for utility-scale supercritical CO2 turboexpanders. *J. Eng. Gas Turb. Power* 139 022503 <https://doi.org/10.1115/1.4034258>
- 8 Soemarwoto B, Kok J C, Cock K M J, Kloosterman A B and Kool G A 2007 Performance evaluation of gas turbine labyrinth seals using computational fluid dynamics. *Proc. GT2007 ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea and Air* (14-17 May, Montreal, Canada): p 1553
- 9 Wang W, Liu Y, Jiang P and Chen H 2007 Numerical analysis of leakage flow through two labyrinth seals. *J. Hydrodyn.* 19(1) 107 [https://doi.org/10.1016/s1001-6058\(07\)60035-3](https://doi.org/10.1016/s1001-6058(07)60035-3)
- 10 Vakili A D, Meganathan A J, Michaud M A and Radhakrishnan S 2005 An experimental and numerical study of labyrinth seal flow. *Proc. GT2005-68224 ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air* (June 6-9, Reno-Tahoe, Nevada, USA) p 1347
- 11 Vakili A D, Meganathan A J, Ayyalasamayajula S and Stephen H 2006 Advanced labyrinth seals for steam turbine generators. *Proc. Of GT2006 ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea and Air* (May 8-11, Barcelona, Spain) p 1599
- 12 Zhigang L, Jun L and Zhenping F 2016 Labyrinth seal rotordynamic characteristics part i: geometrical parameter effects. *Journal of Propulsion and Power* 32(5) 1 <https://doi.org/10.2514/1.B35817>
- 13 Tyacke J C, Dai Y, Watson R and Tucker P G 2021 Design optimisation of labyrinth seals using LES. *Math. Model. Nat. Phen.* 16 1 <https://doi.org/10.1051/mmnp/2020056>
- 14 Androsovich I V and Siluyanova M V 2021 Optimization of labyrinth seals in gas-turbine engines. *Russian Engineering Research* 41(4) 360 <https://doi.org/10.3103/S1068798X21040043>
- 15 Analysis of the geometric parameters influence on the labyrinth seals performance I Androsovich, D Borovikov and M Siluyanova 2021 *J. Phys.: Conf. Ser.* 1925 012075 <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1925/1/012075>

Связь с автором: irishapd -35@mail.ru., dc2mati@yandex.ru

УПРАВЛЕНЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ФИНАНСОВОЙ ОТЧЕТНОСТИ ПАО "ОДК-ПЕРМСКИЕ МОТОРЫ"

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

В статье представлена авторский подход к анализу экономического состояния дочернего предприятия ОДК, выполненный по данным открытой финансовой отчетности за 2016–2019 гг.

The article presents the author's approach to the analysis of the economic condition of the UEC subsidiary, based on the data of open financial statements for 2016–2019.

Ключевые слова: экономическая эффективность, рентабельность.
Keywords: economic efficiency, profitability.

Финансовая отчетность публичного акционерного общества состоит из бухгалтерского баланса, отчета о прибылях и убытках, отчета о движении денежных средств и ряда приложений. Чтение таблиц финансовой отчетности для управленческого анализа является творческим процессом, в котором аналитик, сопоставляя данные таблиц за ряд лет, исследует эффективность управления предприятием.

Для управленческого анализа финансовой отчетности предприятия нами рассчитаны показатели:

- рентабельность продукции предприятия, тенденции и возможные причины ее изменения;
- отношение уплаченных процентов банку к прибыли от продаж, как показатель долговой нагрузки предприятия;
- рентабельность собственного капитала предприятия, как показатель его инвестиционной привлекательности;
- производительность труда, как измеритель эффективности труда персонала;
- фондовооруженность персонала, как уровень обеспечения работников средствами труда;
- фондоотдача, показатель отношения выручки к стоимости основных средств, т. е. уровень полезного использования основных средств;
- доля ФОТ в полной себестоимости продукции, на соответствие отраслевому уровню;
- агентские отчисления в АО "ОДК", как стоимость услуг управляющей компании;
- инвестиционная активность предприятия, оцениваемая отношением сальдо инвестиционного потока к выручке предприятия.

В таблице приведены исходные данные и результаты расчета выбранных для анализа показателей (см. Таблица. В ней красным фоном выделены графы с результатами расчета, комментируемые ниже).

Таблица. Управленческий анализ финансовой отчетности ПАО "ОДК-Пермские моторы", млн. руб.

Наименование/год	2016	2017	2018	2019
1 Выручка	21204	21311	21584	20342
2 Прибыль от продаж	2902	2345	1548	836
3 Полная себестоимость продукции (с.1-с.2)	18302	18966	20036	19506
4 Проценты к уплате	1805	1555	990	1546
5 Отношение процентов к уплате к прибыли от продаж (с.4/с.2)	0,62	0,66	0,64	1,85
6 Рентабельность продукции (с.2./с.3)	0,158	0,123	0,077	0,042
7 Активы	25026	26461	31182	38961
8 Собственный капитал	3034	5469	5620	5428
10 Рентабельность собственного капитала (с.9/с.8)	0,027	0,11	0,011	0,002
11 Основные средства	7203	5242	5600	5995
12 Численность персонала, человек	7686	7350	8044	8000
13 Производительность труда (с.1/с.12)	2,75	2,90	2,68	2,54
14 Фондовооруженность (с.11/с.12)	0,937	0,713	0,696	0,749
15 Фондоотдача (с.1/с.11)	2,94	4,06	3,85	3,39
16 Платежи ФОТ	4939	5124	4974	5752
17 Доля ФОТ в полн. себест. (с.16/с.3)	0,27	0,27	0,25	0,295
18 Агентские отчисления (0,17 * с.1)	-3604	-3622	-3669	-3458
19 Сальдо операционного денежного потока	-1663	2839	-2068	-6642
20 Сальдо инвестиционного денежного потока	-856	-752	-2301	-53
21 Сальдо финансового денежного потока	2077	-1	3456	6836
22 Инвестиционная активность (с.20/с.1)	-0,040	-0,035	-0,106	-0,002

Результаты управленческого анализа финансовой отчетности предприятия ПАО "ОДК-ПМ":

1. Рентабельность продукции (с.6)

Снижение рентабельности продукции (с.6) связано с ростом ее себестоимости при фиксированных договорных ценах. Рост себестоимости объясняется падением программы продаж, что приводит к росту условно-постоянной составляющей в себестоимости продукции, а также является следствием роста затрат (инфляция цен материалов). Можно предположить, что в 2019 году уменьшение программы продаж привело к снижению и выручки (с.1), и полной себестоимости продукции (с.3) предприятия. Возможно, и назначенная рентабельность продукции гособоронзаказа и гражданских авиадвигателей была не обоснованно низкой (без расчета минимальной и дополнительной рентабельности), а промышленные газотурбинные двигатели (новые) продавались в ГАЗПРОМ с убытком. В обоих случаях доход управляющей компании не зависел от рентабельности продукции, поскольку агентские ей отчислялись в процентах не от прибыли, а от выручки дочернего предприятия.

На практике, только при давлении свыше персонал предприятия занимается снижением себестоимости (нужен приказ на снижение трудоемкости изделия или положение о премировании за



снижение себестоимости), т.к. нет (за исключением УМПО) работников-акционеров, лично заинтересованных в рентабельности продукции и дивидендах.

2. Отношение процентов банку к прибыли от продаж (с.5)

Прибыль от продаж является базой для формирования в дальнейшем чистой прибыли предприятия. Проценты банку выплачиваются из прибыли от продаж (или из новых кредитов), и с ростом оплаты процентов банку происходит значительное снижение чистой прибыли. Предприятия ОДК относятся к стратегическим, значит не подлежат банкротству (критический долг за них заплатит государство). В таких льготных условиях дочерние предприятия смело идут на кредиты и остаются без чистой прибыли. В таблице показано (с.5), что в течение трех лет платежи процентов банку удерживались на уровне (0,62-0,66) прибыли от продаж, но в 2019 году были выплачены (из специального кредита) рекордные проценты банку - в размере 185% годовой прибыли от продаж (с.5). На данном предприятии менеджмент работает практически без чистой прибыли (с.9), как собственного источника развития предприятия, и полагается только на предварительное финансирование подготовки производства от военных заказчиков, заемные платные источники и дотации управляющей компанией.

3. Рентабельность собственного капитала предприятия (с.10)

Коммерческое предприятие, акции которого обращаются на фондовом рынке, должно выплачивать дивиденды. У ПАО "ОДК-ПМ" рентабельность собственного капитала всего 0,2% и дивидендов нет, поскольку нет достаточной чистой прибыли. Это позволяет управляющей компании АО ОДК вместо отсутствующих дивидендов брать посреднические (агентские) в виде 17% выручки дочернего предприятия. При этом, новые акции предприятия скупает сама управляющая компания (фактически, это возврат предприятию части полученных от него агентских), чем оказывает финансовую поддержку предприятию и одновременно сохраняет 100% долю участия в капитале предприятия. Характерно, что не имея достаточной чистой прибыли, предприятие берет кредиты, чтобы платить агентские управляющей компании.

4. Производительность труда (с.13) и доля ФОТ в полной себестоимости продукции (с.17)

Если средняя зарплата в акционерном обществе 40 тыс. руб. в месяц, то плановый ФОТ одного работника составит

$$\text{ФОТ} = 40 * 1,3 * 12 \text{ мес.} = 624 \text{ тыс. руб. в год,}$$

где коэффициент 1,3 - учитывает обычные отчисления в страховые фонды на работника. Известно из отраслевой статистики, что ФОТ в полной себестоимости ГТД в среднем составляет 25%, тогда производительность труда на предприятии должна быть

$$\text{Пр. тр.} = 624 / 0,25 = 2496 \text{ тыс. руб.}$$

На данном предприятии производительность труда (с.13) составляла от 2900 до 2540 тыс. руб., что позволяло иметь среднюю заработную плату несколько выше 40 тыс. руб. в месяц.

Проверка соответствия отраслевому уровню (с.17) доли ФОТ предприятия в полной себестоимости продукции показала, что за четыре года доля ФОТ была в пределах (0,25 - 0,295) полной себестоимости продукции, что обычно для предприятий ОДК.

5. Фондовооруженность предприятия (с.14.) и фондоотдача (с.15)

Стоимость основных средств на единицу персонала (фондовооруженность) при создании нового рабочего места в современном машиностроении составляет от 1 - 1,5 млн. рублей. Следовательно, фондовооруженность на уровне 0,75 млн. руб. в ПАО "ОДК - ПМ" значительно ниже необходимой в отрасли (на 25%), т. е. персонал работает на сравнительно недорогом оборудовании в старых цехах.

При существующей выручке (с.1) и недостаточной фондовооруженности персонала, высокая фондоотдача (с.15) является следствием низкой стоимости основных средств. Предприятие имеет недостаточно собственных средств на техническое перево-

оружение (фактически нулевая чистая прибыль), поэтому источником финансирования техперевооружения являются только сравнительно небольшие амортизационные отчисления, авансирование от госзаказа, дотации управляющей компании (в т.ч. покупка ею акций предприятия) и привлечение кредитов.

6. Инвестиционная активность предприятия (с.22)

Инвестиционные расходы предприятия относительно не велики и составили за 4 года сумму (с.20) сальдо 3962 млн. руб. (в среднем, порядка 1 млрд. руб. в год). Таким образом, при выручке порядка 21 млрд. руб. в год, инвестиционные расходы предприятия составляли около 4,7% годовой выручки. Для инновационного предприятия (наукоемкого) инвестиционные расходы обычно составляют более 10% от выручки в год (мировой уровень). Возможно, для данного серийного предприятия половина мирового показателя наукоемкости и достаточна, но низкая фондовооруженность персонала предприятия негативно проявится на качестве и трудоёмкости продукции.

Вместе с тем, высокая производительность труда (с.13) при сравнительно низкой фондовооруженности (с.14) говорят о высокой квалификации производственного персонала предприятия.

Вывод

Управленческий анализ финансовой отчетности предприятия ПАО "ОДК-Пермские моторы" показал, что его продукция в среднем малорентабельна для машиностроения, практически отсутствует чистая прибыль, фондовооруженность персонала ниже современного отраслевого уровня, предприятие несет излишне высокую процентную нагрузку по кредитам и привлекает все новые кредиты, дивидендов не выплачивает, при этом персонал имеет среднеотраслевой уровень заработной платы, высокую отраслевую производительность труда и обеспечивает повышенную (среди отраслевых предприятий) фондоотдачу основных средств. 

Литература

1. И.И. Ицкович, О.В. Камакина "Управленческая модель финансовой деятельности АО "ОДК"// Двигатель, № 4-6, 2020 г.
2. Открытые годовые бухгалтерские отчеты ПАО "ОДК-ПМ" за 2016-2019 гг. (сайт ПАО "ОДК-Пермские моторы").
3. Дж. Пойа "Математика и правдоподобные рассуждения". М., 1975 г., 464 с.
4. Л.А. Бернштейн "Анализ финансовой отчетности. Теория, практика и интерпретация" М. :Финансы и статистика, 1996. - 624 с.

Связь с авторами: iitskovichi@yandex.ru
kamakina@mail.ru



Иллюстрации с сайта <https://www.newsko.ru/articles/nk-4036977.html>

КТО ВИНОВАТ В ГЛОБАЛЬНОМ ПОТЕПЛЕНИИ?

Юрий Борисович Назаренко, инженер

Грубоватый и на первый взгляд ненаучный ответ на вопрос в заголовке: - "А шут его знает, кто!" хорош тем, что он:

- а) по крайней мере, честен;**
- б) базируется на известных фактах и инженерных расчётах, опровергнуть которые едва ли возможно;**
- в) позволяет забраковать явно бесперспективные направления поиска ответа на "второй извечный русский вопрос": - Что нам надо делать в этой связи?**

Любое из возможных действий в связи с глобальным потеплением относятся к одному из трёх основных направлений:

Первое направление: ничего не делать.
Второе направление: бороться с причинами глобального потепления.
Третье направление: бороться с негативными последствиями глобального потепления.

Бездействие явно неконструктивно. Борьба с причинами глобального потепления прописана в качестве "генеральной линии" в решении Парижской конференции по климату [1]. Ну а когда прогрессивное и прочее человечество поймёт, что реальная задача от колоссальных затрат на борьбу с глобальным потеплением посредством "зелёных технологий" практически неотличима от нуля, ему не останется иного, кроме как, ещё раз раскошелиться, засучить рукава и приняться за борьбу с негативными последствиями глобального потепления.

Кредо автора, как инженера - исследователя, унаследованное от отца и дядей -инженеров, которое не подвело его ни разу, было сформулировано ещё за полвека до его рождения. "...Основное свойство изыскателя -не верить никаким авторитетам, отцу и матери не верить, не верить картам, своим глазам, богу не верить, черту не верить, ничему не верить, тогда только будет уверенность, что линия выбрана правильно. [2]" Руководствуясь им, автор послал куда по далее всех "правых" и "левых", которые, аргументируя это по-разному, говорят ему одно и то же, что его долг -поверить в эту "генеральную линию", аки в некую высшую ценность и подверг её качеству свирепой инженерной проверке, результаты которой изложены ниже.

Проверка эта показала, что в основе оной "генеральной линии" лежит вера или, если угодно, гипотеза, согласно которой причиной потепления является значительное увеличение выброса CO₂ в так называемую индустриальную эпоху.

Сомнения автора в правильности этой гипотезы, базируются, как минимум, на трёх фактах, каждого из которых по отдельности достаточно для её опровержения:

- а)** Инженерные расчёты показали, что за индустриальную эпоху в атмосферу попало в 19 раз меньше рукотворного CO₂, чем его необходимо для увеличения наблюдаемого ныне содержания углекислого газа в атмосфере в 1,5 раза в сравнении с началом эпохи;
- б)** Наблюдаемая скорость глобального потепления в несколько сотен раз больше той, которая может быть обусловлена увеличением парникового эффекта, создаваемого вновь поступающим в атмосферу антропогенным CO₂.
- в)** В конкретных земных условиях, нет и не может быть "порога" содержания CO₂ в атмосфере, по превышению которого содержание CO₂ в атмосфере и температура последней начнут расти лавинообразно.

Более подробно:

По пункту а). Известно, что в воде Мирового Океана растворено в 61 раз больше CO₂, чем его содержится в атмосфере.

Известно также, что содержащийся в атмосфере CO₂ находится в равновесии с тем, что растворён в воде [3]. Следовательно, приход в систему Океан-атмосфера новых количеств CO₂ также поделится в соотношении 61 к 1 между Океаном и атмосферой [4]. В том же соотношении поделится и убыль, каковая тоже есть, причём немалая [5].

По сведениям из разных источников, содержание CO₂ в атмосфере за так называемую индустриальную эпоху выросло примерно в полтора раза [6], или на 2,1 кг на один квадратный метр поверхности Земли [7]. Полагая, что за это время поступление рукотворного CO₂ в атмосферу увеличилось в 10 раз, что росло оно в геометрической прогрессии, и на сегодня достигло 40 миллиардов тонн в год, нетрудно подсчитать, что в атмосферу попало 35 триллиона тонн рукотворного CO₂. Поделив приход CO₂ между Океаном и атмосферой в отношении 1 к 61, находим, что в атмосфере остались 56 миллиардов тонн CO₂, а остальной растворился в океане и парникового эффекта не создаёт. Далее простая арифметика. 56 миллиардов тонн на 508 триллионов квадратных метров поверхности Земли - это около 110 грамм на квадратный метр её поверхности.

В этой связи закономерен вопрос: а откуда тогда взялись ещё 2 кг на квадратный метр поверхности Земли, необходимые для увеличения содержания углекислого газа в атмосфере в 1,5 раза?

Ответ автора, будет опять-таки: " - А кто его знает, откуда." Результаты этой оценки не просто говорят, "гласом великим вопят", что:

Первое: помимо антропогенных источников, на долю которых пришлось около 5 % от всего поступающего в атмосферу CO₂ за индустриальную эпоху есть и ещё какие-то неведомые ему, вероятнее всего - природные источники на долю которых приходится остальные 95 %;

Второе: даже полное перекрытие всех антропогенных источников (достижение пресловутого нулевого углеродного баланса) уменьшит приток CO₂ в атмосферу всего на 5 %, чего явно недостаточно для того, чтобы сколько-либо заметно повлиять на скорость глобального потепления.

По пункту б). Несложные расчёты (см. приложение) показывают, что толщина "парниковой шубы" из CO₂, которой "укрыт" Марс, в 26 раз больше, чем той, которая "укрывает" Землю (соответственно 165,3 и 6,296 кг CO₂ на один квадратный метр поверхности планеты). Тот факт, что парниковый эффект в атмосфере Марса даёт повышение температуры на 8 °С, а в атмосфере Земли на 29 °С, порождает вопрос: **так ли страшен этот чёрт, то бишь рукотворный CO₂, как его малюют** в смысле создаваемого им парникового эффекта.

Чтобы ответить на него, автор поставил и решил следующую моделирующую задачу.

Дано: планета Земля в её современном состоянии, на которой "по щучьему велению" на радость "зелёным" полностью прекращены все выбросы рукотворного CO₂ в атмосферу.

Требуется ответить на два вопроса:

1. Насколько при этом уменьшится скорость глобального потепления?

2. Будет ли это замедление глобального потепления достаточным для того, чтобы человечество могло отказаться от инвестиций в борьбу с возможными негативными последствиями глобального потепления, а не с его причинами, как это предлагают "зелёные"?

Ответы:

На первый вопрос. Расчёты показали (см. приложение), что в случае достижения нулевого углеродного баланса, ожидать снижения средней температуры на поверхности Земли на 1 °С человечеству придётся 7600 лет. Это - в допущении, что иных факторов, влекущих за собой рост этой температуры, нет, что неверно (см. ответ на второй вопрос).

На второй вопрос. Из того факта, что наблюдаемая скорость глобального потепления в сотни раз превышает этот 1 °С за 7600 лет, следует, что достижение нулевого углеродного баланса неспособно не только предотвратить негативные последствия глобального потепления, но даже и сколько-либо заметно облегчить эти последствия или отсрочить их наступление.

По пункту в). В частных спорах с профессионалами, горой стоящими за эту гипотезу, часто приходится слышать ещё одну гипотезу, тоже отнюдь не бесспорную. Что якобы существует некоторый верхний порог концентрации CO₂ в атмосфере, по достижении которого содержание CO₂ в атмосфере, а вместе с ней и скорость глобального потепления начнут расти лавинообразно.

И тогда:

Оно конечно страшновато, но давайте обратимся к фактам. Да, в истории Земли было время, когда её атмосфера, действительно была похожа на атмосферу Венеры: т.е. состояла в основном из CO₂, при температуре около 300 °С и давлении более 100 атмосфер. В то время, в её атмосфере на квадратный метр её поверхности в среднем приходилось не 6,3 кг, как сейчас, а 1000 тонн CO₂, который ныне надёжно законсервирован, в основном, в известняках, доломитах и иных осадочных породах в недрах Земли и на дне Океана. Чтобы извлечь CO₂ из этих пород, их нужно нагреть до температур от 800 °С и выше, т.е. намного более высоких, чем те, которые ныне есть на поверхности Венеры.

Учитывая, что интенсивность солнечного света на орбите Земли вдвое меньше, чем на орбите Венеры, можно уверенно утверждать, что в обозримом по геологическим меркам будущем, даже венерианских температур на поверхности Земли быть не может, а значит и CO₂, законсервированный в этих породах, там и останется.

Что касается вышеупомянутого "порога", то, чтобы он существовал, нужна так называемая положительная обратная связь. Не вдаваясь в дебри малопонятной рядовому читателю науки об обратных связях, укажем лишь на довольно очевидную с точки зрения здравого смысла вещь: если бы этот порог существовал, то эволюция от атмосферы венерианского типа к современной земной на нём и застряла бы.

В итоге, как говаривал Воланд: *"Да что ж это такое, чего нехватишься, ничего у вас <верующих в эту гипотезу> нет"*. В самом деле, нет:

- ни антропогенных источников CO₂, достаточно мощных для того, чтобы за индустриальную эпоху увеличить в 1,5 раза его содержание в атмосфере;
- ни парникового эффекта от антропогенного CO₂, достаточного для того, чтобы оказать сколько-либо заметное влияние на глобальное потепление, а, значит, нет и возможности заметно повлиять на глобальное потепление путём уменьшения притока в атмосферу антропогенного CO₂, например, с помощью "зелёных технологий";
- ни порога, за которым начинается лавинообразный рост средней температуры на поверхности Земли;
- ни научно обоснованной "генеральной линии", следование которой позволило бы заблаговременно спланировать и принять меры по уменьшению негативных последствий от глобального потепления, раз уж предотвратить его человечество не в силах;
- ни практики применения статей УК РФ, предусматривающих уголовное наказание за некачественную экспертизу, в случа-

ях, когда результаты этой экспертизы ложатся в основу решений, принимаемых высшим политическим руководством.

Сказанное здесь позволяет сделать следующие выводы:

1. Применение или отказ от применения в мировом масштабе любых видов топлива, включая уголь и сланцы, не способно оказать сколько-либо заметного влияния на скорость глобального потепления. Это значит, что правительства всех стран мира, в том числе и России, могут проводить любую техническую политику в области энергетики, руководствуясь одними лишь национальными интересами, не опасаясь, что это может повлиять на глобальное потепление.

2. Время показало, что когда спикер Госдумы в 2004 г. уговаривая депутатов Госдумы ратифицировать Киотский протокол, (против чего возражала РАН), заявил, что вопрос о том, следует ли России его ратифицировать или нет, есть вопрос политики, а не науки. И убедил-таки, что, как политический вопрос, его полезно признать, ибо тогда многие десятки триллионов долларов будут инвестированы в "зелёную" энергетику. И это, безусловно, делает его вопросом большой, точнее даже очень большой политики.

3. Поскольку проводимая РФ большая политика заметно изменилась после Мюнхенской речи В.В. Путина (2007 год) закономерно постановка вопроса о том, насколько отвечает нашим национальным интересам продолжение политики непротивления этой явной афере коллективного Запада, явно намеренного изрядно заработать на глобальном потеплении, навязав остальному миру "зелёные технологии", практически бесполезные, как средство борьбы с глобальным потеплением.

4. Обещание России радикально изменить политику в области климата или хотя бы начать в мировом масштабе эффективную пропаганду подлинно научных знаний в этой области, разоблачающую эту аферу коллективного Запада, вполне может стать эффективным средством давления на "коллективный Запад".

5. Эффективность п. 4 может быть существенно повышена путём принуждения так называемых "учёных", с подачи которых В.В. Путин ставил перед человечеством на Парижской конференции по климату абсолютно нереальную задачу снижения средней температуры поверхности Земли на 1 °С, к подлинно научной дискуссии в СМИ, с последующей "торжественной поркой" и "увольнением с распубликованием" тех экспертов и прочих должностных лиц, по чьей вине "на самый верх" прошёл заведомый интеллектуальный брак.

Приложение: Инженерный расчёт эффективности сокращения выбросов антропогенного углекислого газа, как способа борьбы с глобальным потеплением.

Попытки рассчитать "в лоб" вклад CO₂ в величину парникового эффекта в атмосфере Земли сталкивается с рядом трудностей. Обойти их позволяет использование природной модели с хорошо известными свойствами, каковой в данном случае является атмосфера Марса.

Таблица 1

Наименование параметра, единица измерения	Земля	Марс
1. Перигелий, км	147 098 290	206 655 000
2. Афелий, км	152 098 232	249 232 000
3. Средний радиус планеты, км	6371,0	3389,5
4. Ускорение свobodн. падения на экваторе, м/с ²	9,780327	3,711
5. Альbedo по Бонду	0,306	0,250
6. Среднее атмосферное давление, кПа	101,325	0,636
7. Объёмная концентрация CO ₂ в атмосфере, %	0,04	95,32
8. Источник	[1]	[2]
9. Парниковый эффект, °С	29	8
10. Источник	[3]	[3]

Масса атмосферы Марса над одним квадратным метром его поверхности:

$$m_{AM} = \frac{p_M}{g_M} = \frac{0,636 \frac{\text{кН}}{\text{м}^2} \cdot 1000}{3,711 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}} = \frac{636 \frac{\text{кг} \cdot \text{м}}{\text{с}^2}}{3,711 \frac{\text{м}}{\text{с}^2}} = 171,4 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2} \quad (1)$$

где P_m - среднее атмосферное давление на поверхности Марса, G_m - ускорение свободного падения на экваторе Марса.

Масса углекислого газа в атмосфере Марса над одним квадратным метром его поверхности:

$$m_{CO_2, M} = m_{AM} \cdot \frac{95,32\%}{100\%} \cdot \frac{44,01}{44,01} = 171,4 \frac{кг}{м^2} \cdot 0,9352 \cdot \frac{44,01}{44,01} = 165,3 \frac{кг}{м^2} \quad (2)$$

Масса углекислого газа в атмосфере Земли над одним квадратным метром её поверхности:

$$m_{CO_2, Z} = \frac{P_Z}{g_Z} \cdot \frac{0,04\%}{100\%} \cdot \frac{44,01}{44,01} = \frac{101325}{9,780327} \cdot 0,0004 \cdot \frac{44,01}{28,966} = 6,296 \frac{кг}{м^2} \quad (3)$$

где:

$\mu_3 = 28,966$ кг/кмоль - средняя молекулярная масса воздуха Земли,
 $\rho_3 = 101325$ Н/м² - атмосферное давление на уровне моря Земли,
 g_3 - ускорение свободного падения на экваторе Земли,
 $0,0004$ - объёмная концентрация углекислого газа в атмосфере Земли.

Таким образом, в расчёте на 1 квадратный метр поверхности планеты в атмосфере Марса содержится в 26 раз больше CO₂, чем в атмосфере Земли.

Парниковые эффекты, создаваемые в атмосферах Земли и Марса слоями CO₂ одинаковой толщины соотносятся, как:

$$k_{3M} = \left(\frac{A_{CM} + P_{gM}}{A_{f3} + P_{g3}} \right)^2 \cdot \frac{1 - A_{C3}}{1 - A_{CM}} = \left(\frac{2,49232 \cdot 10^8 + 2,06655 \cdot 10^8}{152\,098\,232 + 147\,098\,290} \right)^2 \cdot \frac{1 - 0,306}{1 - 0,25} = 2,148 \quad (4)$$

где: A_{fM} и A_{f3} альбедо орбит Марса и Земли, P_{gM} и P_{g3} перигелии орбит Марса и Земли, A_{CM} и A_{C3} - альбедо по Бонду Марса и Земли.

Откуда следует, что слой CO₂ в атмосфере Земли создаёт в 2,148 раза больший парниковый эффект, чем слой одинаковой толщины в атмосфере Марса.

Парниковый эффект, создаваемый CO₂ в атмосфере Земли:

$$\Delta T_{CO_2 Z} = k_{3M} \cdot \Delta T_{CO_2 M} \cdot \frac{m_{CO_2 Z}}{m_{CO_2 M}} = 2,148 \cdot 8 \cdot \frac{6,296}{165,3} = 0,655^\circ C \quad (5)$$

Остальную часть парникового эффекта создают другие парниковые газы, в основном - водяной пар.

Количество CO₂ в атмосфере Земли:

$$M_{CO_2} = 4 \cdot \pi \cdot R_3^2 \cdot m_{CO_2 Z} = 4 \cdot 3,1416 \cdot (6371,0 \cdot 1000)^2 \cdot 6,296 = 3,211 \cdot 10^{15} \text{ кг} \quad (6)$$

где R_3 - средний радиус Земли.

Содержащийся в атмосфере CO₂ находится в состоянии равновесия с CO₂, растворённым в гидросфере, количество которого там в 61 раз больше, чем в гидросфере [4].

Из закона Рауля следует, что лишь 1/62 часть из ежегодно образующихся 40 миллиардов тонн рукотворного CO₂ остаётся в атмосфере, а остальное растворяется в гидросфере. Стоит помнить, что обмен CO₂ между атмосферой и океаном идёт по поверхности капель воды в облаках и аэрозолях, в дождях и туманах, которая суммарно на несколько порядков превосходит поверхность Мирового океана. Иначе, поверхность Океана будет слишком мала для того, чтобы обеспечить равновесие между атмосферным и растворённым CO₂.

Дополнительный парниковый эффект, создаваемый вновь поступившим в атмосферу рукотворным CO₂ равен:

$$\Delta T_D = \frac{40 \cdot 10^9 \frac{т}{год} \cdot 10^{30} \frac{кг}{т} \cdot \Delta T_{CO_2 Z}}{61+1 \cdot M_{CO_2}} = \frac{40 \cdot 10^{29} \frac{кг}{год} \cdot 0,655^\circ C}{62 \cdot 3,211 \cdot 10^{15} \text{ кг}} = 131,6 \cdot 10^{-6} \frac{^\circ C}{год} \quad (7)$$

где $40 \cdot 10^9$ т/год - количество рукотворного углекислого газа, производимого в настоящее время во всём мире за год.

Из (7) следует, что, если человечество полностью прекратит сжигать топлива, содержащие углерод, то ожидать, когда это приведёт к снижению средней температуры на поверхности Земли на 1 °C, ему придётся 7600 лет. □

Литература и источники

- <https://ru.wikipedia.org/wiki/Земля>
- <https://ru.wikipedia.org/wiki/Марс>
- https://ru.wikipedia.org/wiki/Парниковый_эффект
- Большая Советская Энциклопедия. Изд. 3-е М. "Советская энциклопедия". 1978 г. т. 26. Стр. 450. Статья "Углерода двуокись".
- [1] Точнее, как показывают расчёты, эта "генеральная линия" направлена на борьбу не со всеми, а лишь с одной из причин, причём отнюдь не самой главной (см. ниже).
- [2] Н.Г. Гарин-Михайловский. Инженеры.
- [3] Утверждения, что поверхность водоёмов на Земле недостаточно велика для того, чтобы обеспечить равновесие - "типичный случай так называемого вранья". Утверждающие это учёные мужи и дамы, делают вид, что не знают, что газообмен между водой и атмосферой происходит, в основном, через содержащейся в атмосфере частицы воды (дождь, снежинки, туманы и аэрозоли), суммарная поверхность которых на несколько порядков больше поверхности мирового океана.
- [4] Автору, разумеется, известно, что это соотношение уменьшается с ростом температуры. Если кому-то из гг. и тт. оппонентов захочется воспользоваться этим обстоятельством, чтобы его опровергнуть - милости просим. Ответ готов. Малая его толика в популярной форме изложена в пояснении к п. в).
- [5] Поглощение углекислого газа фитопланктоном, водорослями и моллюсками на строительство панцирей, выпадение в осадок нерастворимых в воде солей, образуемых металлами второй группы с угольной кислотой - едва ли весь перечень статей убили.
- [6] Отдельные "авторитеты" утверждают, что оно за это время выросло вдвое, но это, думается, перебор.
- [7] Новая единица измерения "килограмм газа на квадратный метр поверхности планеты" введена автором с целью сделать изложение более понятным для непрофессиональных читателей, большинство которых на житейском уровне неплохо понимают, что такое килограмм и что такое квадратный метр, и несравненно хуже, что такое триллион тонн или квадратных метров.

Связь с автором: junazarenko@gmail.com

Редакция позволила себе дополнить выводы статьи графиком, взятым из выложенной в открытый доступ сетевой статьи Алексея Кочетова <https://zen.yandex.ru/media/dbk/komu-vygodno-globalnoe-potepenie-5ef4f07c20f0181d89c43536>

Сомнения нет, что деятельность человека увеличивает концентрацию двуокиси углерода в атмосфере Земли. Это факт. Такой же факт, как и то, что парниковые газы являются лишь одним из факторов глобального потепления, среди которых: - изменение Солнечной активности; вулканические извержения; циклы Миланковича; движение магнитных полюсов Земли...

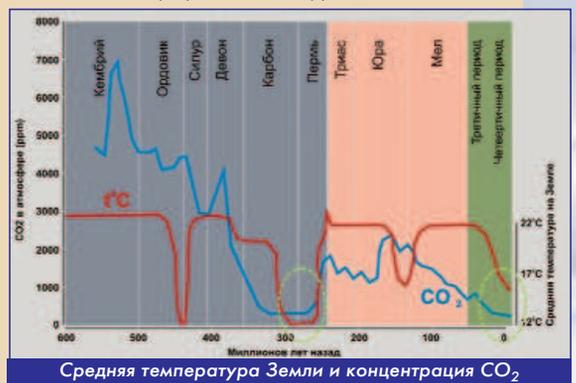
Более того, большинство исследований отталкивается от концентрации углекислого газа во времена доиндустриальной эпохи. А самый большой промежуток времени, фигурируемый в современных исследованиях - последние 800 тысяч лет. Современная концентрация углекислого газа составляет 415 частей на миллион (415 ppm в английском варианте), или 0,0415%.

Последние 800 тысяч лет, вплоть до 1950 года, концентрация углекислого газа колебалась от 0,0180 до 0,03% (180...300 ppm) в воздухе. Возьмём период времени, начиная с 600 миллионов лет назад по сегодняшний день.

Графики колебаний CO₂ в атмосфере за 500 миллионов лет (1 из 3). Сразу видим сильный контраст за 500 миллионов лет, где концентрация CO₂ была выше современных на порядки. Но почему-то Земля так и "не превратилась в Венеру", и даже жизнь не исчезла, а наоборот, эволюционировала. Это магия?

Согласно исследованиям 2001 года, нет выраженной зависимости средней температуры на Земле от концентрации углекислого газа.

Более того, около 550 млн лет назад концентрация CO₂ в атмосфере Земли была 0,7 % (7000 ppm). Это время расцвета трилобитов. В Мезозойскую эру концентрация CO₂ была в несколько раз выше современной, а в Юрском периоде доходила под 0,3% (3000 ppm). Согласно исследованиям, проведённым в 2009 году, группой учёных из Кардиффского, Бристольского и Техасского университетов была обнаружена связь между снижением уровня CO₂ в атмосфере Земли и образованием антарктических ледяных шапок. И это было впервые подтверждено в крупном научном исследовании. Доказано, что 34 миллиона лет назад началось формирование современного ледяного щита Антарктиды. В это время концентрация CO₂ составляла 0,076% (760 ppm), хотя по современным уверениям, концентрация его более 0,075% (750 ppm) вроде бы сулит не только таяние всех ледников, но и экологическую катастрофу на всей планете!



Средняя температура Земли и концентрация CO₂

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

ОСОБЕННОСТИ ТЕРМОГАЗОДИНАМИКИ 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

Проведен всесторонний анализ термогазодинамических процессов и выявлен современный взгляд на эту проблему. Рассмотрены случаи применимости традиционных уравнений движения и уравнений, описывающих процессы неустойчивости горения и неравновесные процессы. Показано, что течение по тракту РДТТ практически всегда ламинарное за исключением областей звездообразных и зонтичных форм, а так же течений в утопленной зоне сопла. Доказывается невозможность возникновения в РДТТ неустойчивости.

A comprehensive analysis of thermogasodynamic processes is carried out and a modern view of this problem is revealed. The cases of applicability of the traditional equations of motion and equations describing the processes of gorenje instability and nonequilibrium processes are considered. It is shown that the flow along the solid-fuel rocket engine path is almost always laminar, with the exception of star-shaped and umbrella-shaped areas, as well as flows in the sunken zone of the nozzle. The impossibility of the occurrence of instability in the solid-fuel rocket engine is proved.

Ключевые слова: турбулентность, релаксация, кинетика, уравнение Больцмана.

Keywords: turbulence, laminarity, instability, star-shaped charge, umbrella charge.

Термогазодинамические расчеты при проектировании и создании ракетных двигателей большой мощности являются определяющими. Они снабжают исходными данными расчеты тепловых процессов, прочности, энергетические расчеты. Соответственно продуктами этих расчетов являются поля скоростей, температур, давлений, которые используются для анализа состояния потоков внутри рабочих конструкций ЖРД: течение в камере сгорания ракетного двигателя, течение в трансзвуковой области, в сверхзвуковой части сопла, а для РДТТ еще обратные течения в над сопловой области течения утопленной части.

Отличия в конструкциях РДТТ и ЖРД принципиальные. Проточная часть РДТТ формируется из зарядов твердого топлива различных конфигураций (торцевые заряды, канальные, звездообразные проточные тракты и зонтичные), комплектованных камер сгорания и уносимого сопла из углеродного композита (УУКМ, УККМ или углепластика). Это все свидетельствует о том, что внутренний проточный канал РДТТ постоянно изменяется со временем работы. Свободный объем камеры сгорания не сохраняется постоянным $V \neq const$, а значит параметры движения рабочего тела постоянно меняются по величине и направлению. Говорить о стационарном движении в расчетах не приходится и необходимо решать динамическую задачу.

Кроме того, с поверхности заряда РДТТ непрерывно поступает все новый и новый расход в камеру сгорания. Он тоже не является независимым от времени, так как любая, даже весьма искусно выбранная площадь горения произвольного заряда никогда не даст её постоянство в зависимости от времени. Исключение составляют торцевой заряд и заряд нормального горения. Все это накладывает свой отпечаток на моделирование газодинамического процесса.

В отличие от РДТТ в ЖРД картина абсолютно отличается. Внутренние стенки камеры и сопла ЖРД металлические и не разгораются в процессе работы. Температура на их поверхности фиксирована и не превышает допустимых значений. Это обеспечивается регенерационным охлаждением, когда с постоянным неизменяющимся расходом в межрубашечное пространство подается охлаждающий компонент. У основания камеры расположена форсуночная головка, которая обеспечивает равномерную подачу топлива в камеру. Геометрические параметры форсуночной головки в процессе работы не изменяются, расходы компонентов в камере также постоянны и соответствуют заданным величинам. При отсутствии завес гидродинамическая поверхность у стенок всегда гладкая и в процессе работы ЖРД её состояние не меняется.

Таким образом, термодинамика и газодинамика ракетных

двигателей твердого топлива и жидкостных ракетных двигателей принципиально разная. Первая - нестационарная и существенно неравновесная, а вторая - абсолютно стационарная, но также неравновесная. Последняя оговорка означает присутствие в потоке неравновесных радикалов, образующихся по тракту при сгорании топлива. Расчетным путем установлено, что процент химической неравновесности в ЖРД составляет величину $\sim 0,2$.

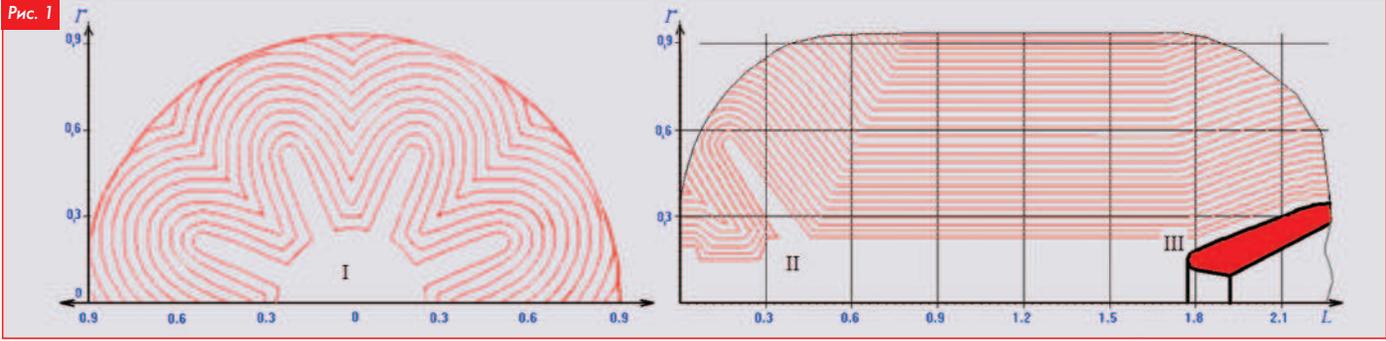
Турбулентные режимы

Турбулентное течение в РДТТ практически всегда отсутствует. Это обусловлено тем, что при сбалансированном течении при правильно спроектированных заряде и камере, будут отсутствовать встречные потоки. Потоки, отходящие непосредственно от заряда всегда ламинарные. Линии тока от них гармонично укладываются эквидистантно друг к другу, и также организованно распространяются вдоль камеры и сопла, не нарушая своего продольного послойного направления (рис. 1). Причинами появления поперечного направления, которые могут привести к обратным токам и турбулентности могут быть две:

Течение в зоне межщелевого пространства в звездообразной области заряда или между поверхностями "зонтичной" области, а так же течение над утопленной частью сопла в области обтекания лобовой части (обратные токи).

Первая причина может приводить колебаниям "перьев" звездообразного заряда и их разрушению. Этот эффект подробно описал в своей кандидатской диссертации Н.Г. Альков. Но существование перьев из-за интенсивного выгорания заряда недолговременно - несколько секунд. Далее процесс стабилизируется и выравнивается, а канал быстро превращается в цилиндрический [1]. Возможность появления вихрей в области щелей "зонтичного" пространства возможна, но маловероятна в силу симметричности потока. Скорее всего образуются линии стекания.

Вторая причина - особенность конструкции надсопловой утопленной части может также приводить к образованию вихревых структур. Эти течения подробно исследованы в кандидатской диссертации В.Н. Наумова, и прокомментированы в работе [2]. Показано, что от взаимного расположения лобовой части дозвукового сопла и геометрии канально-щелевого заряда зависят условия натекания потока на стенку в лобовой части, а разделительные области со временем могут испытывать инверсию. В сверхзвуковой области сопла поток в соответствии с теоремой № 5 не является турбулентным. Пристенные зоны и зоны уступов в РДТТ не являются также источниками образования вихрей, так как их углеродные стенки "горят" под воздействием высокоэнтальпийного по-



тока и создают завесу из поперечных течений в сторону оси ($v_1 = \text{const}$). Итак, течение в РДТТ практически всегда ламинарное.

Течение в камере и сопле ЖРД также всегда ламинарное, за исключением области форсуночной головки. Здесь в зависимости от конструкции и режимов её работы могут создаваться предпосылки появления турбулентных течений. Если имеются пересечения струй, например за центробежными форсунками, то причина появления вихревых зон ($\text{rot} \vec{v} \neq 0$) весьма реальна. Этот факт также является причиной появления ВЧ-неустойчивости.

Другой причиной возникновения турбулентности в ЖРД является вязкость. Превышение числа Рейнольдса критического значения приводит к нарушению ламинарного потока в пограничном слое.

Известно также, что в процессе движения рабочего тела от форсуночной головки в сторону среза сопла градиент статического давления всегда отрицательный, что является причиной возрастания скорости. Но если по каким-либо другим причинам он становится положительным, то создаются условия для появления обратных токов, то есть появления вихревых турбулентных течений [3]. Причин появления положительного градиента давления может быть три:

1. Трение вблизи стенки (вязкость).
2. Натекание на преграду и встречные потоки.
3. Электромагнитные силы (для плазмы).

Во всех других случаях потоки в ЖРД будут ламинарными.

Высокочастотная неустойчивость

Высокочастотная неустойчивость в камере сгорания напрямую зависит от наличия в потоке турбулентных течений. Поэтому в сверхзвуковом потоке она отсутствует [4]. ВЧ-неустойчивость - это уникальный эффект появления в колебательной системе автоколебаний. Не следует путать автоколебания и простые гармонические колебания, которые могут возникать по различным ситуационным причинам. Автоколебания - это вынужденные гармонические колебания. Они появляются тогда и только тогда, когда диссипативные силы вязкоупругого колебательного звена становятся равными дисперсным силам. Это (автоколебания) - временной солитон. Другими словами, когда силы, приводящие к затуханию колебаний (в основном это вязкостные силы) уравниваются силами, выражающимися в математической трактовке как нелинейные. Не следует путать вынуждающие нелинейные воздействия на систему с гармоническими воздействиями с частотой, равной собственной, то есть с резонансом. Автоколебания - это отнюдь не резонанс. Нелинейные - это такие силы, которые, обладая имманентными свойствами, являются своеобразными трансцендентными математическими объектами, порождёнными дополнительной энергией извне. В ЖРД этой энергией является химическая энергия сгорания топлива, переходящая в камере сгорания в потенциальную и представляющуюся как статическое давление ($[\rho] = \text{H}/\text{M}^2 = \text{Дж}/\text{M}^3$).

В работе [5] представлено главное уравнение колебательного звена. Предусматривая, что при работе ЖРД могут возникать колебательные составляющие, давление представим как среднее \bar{p} и колебательное \tilde{p} , запишем:

$$\frac{d^2 \tilde{p}}{d\bar{\tau}^2} = \frac{8\pi v}{\omega_0 R^2} \cdot \frac{d^2 \tilde{p}}{d\bar{\tau}^2} + \frac{8\pi v}{\omega_0 R^2} \cdot kM^2 \frac{d \ln \frac{R}{\omega}}{d\bar{\tau}} \tilde{p} = 8\pi \frac{\mu \omega^2}{\omega_0} \cdot \frac{d \ln \frac{R}{\omega}}{d\bar{\tau}}$$

Для упрощения записи введем критерии:

$$\text{Be} = \frac{v}{R^2 \omega_0} ; \quad \text{Me} = kM^2 \frac{R}{\omega} \frac{d \ln \frac{R}{\omega}}{d\bar{\tau}}$$

Запишем главное уравнение колебательного звена:

$$\frac{d^2 \tilde{p}}{d\bar{\tau}^2} + 8\pi \text{Be} \frac{d\tilde{p}}{d\bar{\tau}} + 8\pi \text{Be} \cdot \text{Me} \cdot \tilde{p} = 8\pi R \mu \frac{\omega}{\omega_0} \frac{d \frac{\omega}{R}}{d\bar{\tau}}$$

Здесь $\bar{\tau} = (\omega_0 \tau) / 2\pi$;

ω_0 - собственная частота системы;

ω - угловая скорость вихря;

R - радиус вихря;

μ - динамическая вязкость термодинамической системы.

Решаем характеристическое уравнение:

$$x^2 + 8\pi \text{Be} x + 8\pi \text{Be} \cdot \text{Me} = 0, \quad x_{1,2} = \frac{-8\pi \text{Be} \pm \sqrt{64\pi^2 \text{Be}^2 - 32\pi \text{Be} \cdot \text{Me}}}{2}$$

Находим необходимые условия возникновения колебаний:

$$64\pi^2 \text{Be}^2 - 32\pi \text{Be} \cdot \text{Me} < 0, \quad \text{или} \quad \text{Me}/\text{Be} > 2\pi.$$

Достаточные условия получим, приравняв второй диссипативный член уравнения к нелинейному уравнению в правой части:

$$\frac{d^2 \tilde{p}}{d\bar{\tau}^2} + \frac{4v}{R^2} \frac{d\tilde{p}}{d\bar{\tau}} + \frac{4v}{R^2} kM^2 \frac{d \ln \frac{R}{\omega}}{d\bar{\tau}} \tilde{p} = 4\pi \mu \omega^2 \frac{d \ln \frac{\omega}{R}}{d\bar{\tau}}$$

$$\frac{4v}{R^2} \frac{d\tilde{p}}{d\bar{\tau}} = 4\mu \omega^2 \frac{d \ln \frac{\omega}{R}}{d\bar{\tau}}$$

После преобразований:

$$\frac{1}{R^2} d\tilde{p} = \rho \omega^2 d \ln \frac{\omega}{R} \rightarrow d \ln \frac{\rho v^2}{2} = 2 d \ln \frac{R}{\omega}$$

и логарифмирования

$$\ln \frac{\rho v^2}{2} - \ln \left(\frac{R}{\omega} \right)^2 + c = 0$$

получаем достаточные условия возникновения автоколебаний:

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

Необходимые условия перепишем в следующем виде:

$$\Phi Z = \frac{kv^3}{v\alpha^2} \cdot \frac{d \frac{v}{\text{rot}^2 v}}{d\bar{\tau}} > \frac{1}{4} \quad - \text{критерий Филина-Зенина.}$$



Питер Рийке

Ранее было показано, что последняя формула качественно совпадает с результатами опытов основателя термоакустики нидерландского естествоиспытателя Питера Рийке.

Таким образом, необходимым и достаточным условием возникновения ВЧ-неустойчивости является соотношение критерия Филина-Зенина и постоянство произведения $\rho \omega^4$ [4].

Проанализируем последнее утверждение

дение, когда оно будет выполняться. Рассмотрим три случая:

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

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

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

Понимая под $\rho = 1/V_{уд.}$ - обратную величину удельного объёма, делаем вывод о том, что для достаточного условия требуется постоянство объёма камеры или свободного объёма внутри РДТТ. Другими словами, для реализации достаточного условия требуется постоянство геометрии и установившегося течения. Этот результат реализуется для ЖРД, но никогда не сможет реализоваться в РДТТ. Эта задача является эксклюзивной для ЖРД.

Форма уравнений движения

В связи с изложенным можно констатировать следующее, что уравнения движения для ЖРД и РДТТ принципиально различаются. Для проточной части жидкостного ракетного двигателя будет справедлива следующая математическая постановка. Уравнение движения может быть записано для ламинарного случая, что обусловлено тем, что у стенки везде ламинарный подслой толщиной 1...2 мм, а сверхзвуковой турбулентный поток невозможен [7]:

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

Тогда корректные граничные условия следующие [8]: условия прилипания $v = 0$ и условия сопровождения $dv_{оси}/dy = 0$.

Учитывая, что в РДТТ все стенки "горят", то есть имеется от них фиксированный отток продуктов сгорания, то задача с вязкостью на стенке заменяется условием появления поперечной скорости, и тогда будет корректна постановка задачи с применением уравнения Эйлера с дополнительным членом, учитывающим двухфазное течение:

$$\rho \frac{d\vec{v}}{d\tau} = -\text{grad}p + \frac{\rho_s}{\rho} \vec{f}$$

с граничными условиями $v_1 = \text{const}$ и условием сопровождения, когда производная скорости на оси двигателя - величина, равная нулю: $dv_{оси}/dy = 0$.

С учетом химической неравновесности уравнение движения приобретает следующий вид:

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

Вводя безразмерный температурный параметр $\xi = RT/E$, получим:

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

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

Для ламинарного равновесного течения $\Psi(\xi) = 1$ уравнение принимает наиболее простой вид:

$$\frac{d\vec{p}\vec{v}}{d\tau} = -2 \frac{k}{k-1} \text{grad}p - 4 \frac{v}{3} \text{grad} \frac{d\rho}{d\tau},$$

а при постоянстве k и v всё komponуется под градиентом:

$$\frac{d\vec{p}\vec{v}}{d\tau} = -\text{grad} \left(2 \frac{k}{k-1} p + 4 \frac{v}{3} \frac{d\rho}{d\tau} \right).$$

В случае замороженного течения $\Psi(\xi) = 0$ уравнение превращается в уравнение Навье-Стокса. Очевидно, что именно функция $\Psi(\xi)$ определяет кинетику химического процесса.

Последние две формулы наиболее актуальны для РДТТ. С учетом этих неравновесных зависимостей можно скорректировать термодинамические расчеты, полученные по стандартным равновесным программам. 

Литература

1. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Особенности теплообмена сопел РДТТ при работе на звездообразных зарядах // Двигатель № 1, 2020 г.
2. Ю.М. Кочетков. Турбулентность пространственных компоновок. Инверсия Наумова // Двигатель № 3, 2009 г.
3. Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность в РДТТ. Разделительные линии // Двигатель № 4, 2010 г.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность и математическое доказательство ее невозможности в сверхзвуковом потоке // Двигатель № 3, 2018 г.
5. Ю.М. Кочетков. Турбулентность, возникновение неустойчивости в ЖРД // Двигатель № 2, 2012 г.
6. Ю.М. Кочетков. Турбулентность и автоколебательные процессы в ЖРД // Двигатель № 3, 2012 г.
7. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Пять теорем как инструмент глобального преобразования уравнений сохранения в целях разработки новых подходов вычислительной газовой динамики // Двигатель № 4, 2019 г.
8. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Фундаментальное граничное условия сопровождения и новая постановка задачи вязкой газовой динамики // Двигатель № 5, 2015 г.
9. Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность. Актуализация проблемы неравновесности в ЖРДМТ // Двигатель № 4-6, 2010 г.

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ. Нанодвигатель на лазерном луче

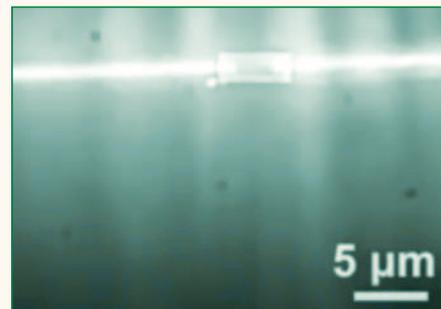
Группа исследователей из Токийского университета спроектировала и изготовила новый линейный нанодвигатель, размером менее бактерии, направлением и скоростью движения которого управляют при помощи света. Двигатель такого размера необходим для оснащения им миниатюрных лабораторий-чипов, установки в насосы, клапаны и другие устройства, для привода которых достаточно воздействия света от лазерного луча.

Двигатель изготовлен из золотых цилиндрических наностолбиков, на которые направляется луч лазерного света. Объект с установленными на него столбиками двигателями перемещается в направлении лазерного луча. Изменение направление

луча вызывает изменение направления движения, а изменение угла падения - скорость движения.

Движение возникает под действием силы, возникающей в результате бокового поперечного рассеивания света, эффективность которого увеличена в несколько раз благодаря тщательному размещению наностолбиков на поверхности нанодвигателя и строгом соблюдении расстояния между ними. В конструкции нанодвигателя есть также подвижные элементы, которые при освещении рассеянным нефокусированным светом обеспечивают движение по некоторой траектории.

В настоящее время ученые работают над проблемой повышения точности движе-



ния по заданной траектории и надежности системы в целом. Такая относительно несложная конструкция нанодвигателя позволит в будущем изготавливать подобные устройства в больших количествах при невысокой стоимости их производства. 

НАЗАД В БУДУЩЕЕ XVII ВЕКА

(РЕТРОСПЕКТИВА ФЕНОМЕНА КЛАССИЧЕСКОЙ МЕХАНИКИ УПРУГИХ СИСТЕМ)

Анатолий Алексеевич Сперанский,

Вице-президент Российской инженерной академии по науке и международному сотрудничеству, Президент Международного института антропогенной безопасности в Белграде, Заслуженный работник культуры РФ, Заслуженный инженер России, DExpert, профессор, академик РИА, МИА, IAA

Александр Альфредович Цернент,

Научный руководитель ЦНИИ Транспортного строительства и ФЦ стандартизации Минстроя РФ, Лауреат Госпремии СССР, Заслуженный строитель РФ, д.т.н., профессор, академик РАТ и РАЕН

Александр Иванович Бажанов,

Генеральный директор НПП "Рэм-вибро", главный редактор журнала "Двигатель", председатель НТС лаборатории "Техногенная безопасность" МИАБ, академик МИА, член-корр. РИА

Инь Бинь,

Председатель правления Российско-Китайского гуманитарного центра, заместитель гендиректора Китайского НТЦ РИА, академический советник Президента РИА, к.т.н., академик РАЕН

Светлой памяти профессора

Александра Альфредовича Цернента,
выдающегося ученого в области механики грунтов

Наставнику от благодарных соавторов

ГЕНИАЛЬНЫЕ НАУЧНЫЕ ПРЕДВИДЕНИЯ XVII-XIX веков

Выдающийся английский естествоиспытатель и изобретатель Роберт Гук, член Лондонского королевского общества в 1660 году формулирует основополагающий закон механики, связывающий причину и следствие напряженно-деформированных состояний упругих систем сплошных сред. Одновременно, гениальный основоположник фундаментальной основы естествознания Исаак Ньютон сформировал три закона Классической механики (1687), основанные на концепции сплошности (непрерывности) и принципе суперпозиции, вместе с Готфридом Лейбницем создал дифференциальное и интегральное исчисления (1676), а их не менее гениальный продолжатель Леонард Эйлер (1742) системно объединил дифференциальное и интегральное исчисления. Успехи выдающейся когорты интеллектуалов взорвали интерес мировой науки к **Теории упругости в механике сплошных сред.**

Жозеф Луи Лагранж, ученик Леонарда Эйлера, научный руководитель Жана-Батиста Фурье и Симеона Пуассона, прославился как автор вариационных принципов анализа внутрискруктурных энергетических преобразований в теоретической механике. Первооткрыватели пространственных эллиптических уравнений напряжений Габриель Ламе и эллиптических уравнений деформаций Огюстен Луи Коши математически описали фазовые Lt -пространства в механике упругих систем. Триумф математиков укрепил Пьер-Симон де Лаплас, автор фундаментального "Трактата по небесной механике" (1796), один из создателей теории вероятностей.

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 усредненно-качественных скалярных измерений и усредненно-статистического анализа виброакустических колебательных процессов при полном отсутствии интеллектуальных Lt -инструментов наблюдения пространственно-временных напряженно-деформированных состояний в механике упругих систем сплошных сред.

ФЕНОМЕНАЛЬНАЯ НАУЧНАЯ ПРОЗОРЛИВОСТЬ XIX-XX веков

Продолжив интеллектуальный прорыв в фундаментальных знаниях механики упругих систем во времена ремесленного технологического уклада XVII века и индустриальных укладов двух научно-технологических революций XVIII-XIX веков, выдающиеся ученые-механики, акустики и математики проявили феноменальную научную прозорливость, творчески развивая теоретические основы новых знаний механики упругих систем и создавая соответствующий им

научный математический аппарат анализа и прогноза эксплуатационных состояний пространственно-временной Lt -мерности:

1. Анри Пуанкаре принадлежит авторство мультисциплинарной теории функций комплексных переменных, топологии и теории динамических систем, обладающих функциональной зависимостью каждого элемента от времени и положения в фазовом пространстве. Джозайя Уиллард Гиббс (1901) является одним из создателей тензорного (векторно-фазового) анализа, статистической физики и математической теории термодинамики.

2. Глубокий научный интерес к решению проблем безопасной эксплуатации технических систем сложился в России в начале XX века. Выдающийся русский ученый в области системных исследований, теории управления и устойчивости академик Александр М. Ляпунов, который с учетом работ У.Р. Эшби использовал применяемый в теории живых систем биосферы термин гомеостаз (homeostasis) и распространил его на описание, наблюдение и анализ процессов и состояний энергетических и механических преобразований в антропогенной области жизнедеятельности.

Понимаемый как состояние подвижного динамического равновесия природно-технических систем в обмене энергией, информацией и веществом с внешней, в том числе, окружающей природной средой, **гомеостаз в техносфере стал эффективным инструментом исследований, проектирования, моделирования, производства, испытаний, сертификации, валидации, эксплуатации, диагностики, ремонта и подтверждения соответствия тактико-технических характеристик (ТТХ) по всему жизненному циклу механических объектов сложных систем.** Выдающееся открытие А.М. Ляпунова через непрерывное наблюдение соответствия ТТХ существенно значимо для проблем оптимизации решений, эффективного прогнозирования аварийных состояний и чрезвычайных ситуаций, предупреждения и предотвращения катастроф. Более ста лет прикладные теории А.М. Ляпунова в контексте гомеостаза неживых систем в России и за рубежом не востребованы.

3. Одним из первых механиков, обративших внимание мировой метрологической общественности на **недоверность скалярных измерений**, был выдающийся русский ученый-гидроакустик академик Алексей Н. Крылов, **обосновавший в теории векторно-фазовой реконструкции колебаний идею повышения мерности и временной связанности измерения пространственных компонентов механических колебаний.**

В общей фундаментальной научной постановке Lt -мерность учитывает обозначенную А.Н. Крыловым проблему "фазности измерения компонентов" векторных динамических параметров в векторном анализе как свойство временной связанности коэффициентов преобразования тензорной матрицы, устанавливающей сис-

темную причинно-следственную связь состояний в пространственно-временной мерности упругих физических состояний.

Выдающийся гидромеханик первым в мире опубликовал утверждение, что "...поскольку энергетические колебательные процессы природного синтеза состояний механических систем имеют всеобщий пространственно-временной Lt -характер, то для их объективного наблюдения и адекватного анализа необходимо стремиться к мерности, соответствующей собственно наблюдаемым физическим колебательным процессам пространственно-временной 4D-мерности земной цивилизации". Около ста лет прикладная теория А.Н. Крылова в контексте соответствия мерностей наблюдения и анализа в России и за рубежом не востребована.

4. Исходя из Lt -мерности Земной цивилизации (шестая константа мироздания), ожидание новой метрологически-аналитической парадигмы позволяет обоснованно считать все диагностические параметры в механике упругих систем "...аттракторами - компактным подмножеством полевых или дискретного p -мерного фазового пространства динамической системы, все траектории из некоторой окрестности которого с течением времени стремятся к нему...".

Термин ввел лауреат нобелевской премии академик Илья Р. Пригожин в качестве системной характеристики квазистационарных динамических процессов и состояний в теории неравновесности, и он как нельзя лучше отражает гомеостаз напряженно-деформированных состояний сплошных упругих сред. Эта феноменальная научная идея может породить целый кластер производных открытий - установление явлений, свойств, законов материального мира, ранее не установленных и доступных проверке.

Благодаря аттракторам гомеостаза в распоряжении проектировщиков, испытателей, диагностов и аналитиков появится огромный информационный массив измерительно-расчетных диагностических параметров с возможностью реализовать интеллектуальный процесс оцифровки с привязкой к моделям проектно-расчетной, предельных критических режимов и аналитической 4D-реконструкции мониторинга гомеостаза текущих и предиктивных (прогнозируемых) напряженно-деформированных состояний. Более полувека фундаментальная научная теория аттракторов нобелевского лауреата И.Р. Пригожина в метрологии не востребована.

5. В середине XX века в России реализована фундаментальная научная школа методов математического и физического моделирования академика Евгения А. Федосова.

Сформированы эффективные научные подходы в области разработки, исследования и испытаний сложных кибернетических систем, а также методы математического и физического моделирования штатных режимов, предельных состояний и соответствия ПТХ интеллектуальных объектов новой техники. Более полувека российская фундаментальная научная школа полунатурного стендового моделирования и встроенного интеллекта высокотехнологичных кибернетических авиационных систем специального применения в физических испытаниях не востребована.

6. Во второй половине XX века в виде двух европейских открытий опубликована теория прочности, устойчивости и динамики упругих систем профессора Александра П. Лещенко.

На основе вариационных методов расчета полной энергии упругой системы силовых конструкций открытия позволяют создавать адекватные пространственные энергетические модели напряженно-деформированных состояний, позволяющие прогнозировать момент их разрушения путем отыскания экстремальных функций, обеспечивающих минимум энергии в ресурсных задачах конструкционной прочности в машиностроении и строительстве. Около полувека со времени регистрации в Европе научных открытий А.П. Лещенко прикладные теории оценки прочности в России и за рубежом не востребованы.

7. Во второй половине XX века в авиационной отрасли России реализована прикладная научная школа энергетического машиностроения академика Олега Н. Фаворского. Школа развивает **новейшие методы создания перспективных авиадвигателей, наземных и летных исследований и испытаний силовых агрегатов, механизмов и машин на основе трендовой экспертизы систем техногенеза ре-**

ального времени для объективной оценки рисков и предиктивного анализа для своевременного эффективного предупреждения и предотвращения транспортных аварий и энерготехнологических катастроф. Более четверти века прикладная исследовательская школа высокотехнологичных испытаний и научного сопровождения эксплуатации авиадвигателей не развивается.

Невостребованность приведенных семи фундаментальных теорий и креативных прикладных научных школ является объективным фактором и, вместе с трудностями финансирования, объясняется отсутствием, вплоть до настоящего времени, эффективных инструментальных 3D-средств достоверного волнового мониторинга и адекватной 4D-реконструкции текущих эксплуатационных состояний реального времени. Таким образом, причиной системного информационно-метрологического отставания стало то, что до конца прошлого века общество не располагало инструментальными метрологическими и вычислительными средствами для эффективного наблюдения и анализа Lt -состояний опасных механических объектов упругих систем.

Феноменальная научно-практическая прозорливость плеяды выдающихся ученых XIX-XX веков в фундаментальной области знаний инженерных наук превосхитила интеллектуальный базис цифрового уклада искусственного (машинного) интеллекта неограниченной информативности, но в течение целого столетия не была востребована в задачах преодоления глобальных антропогенных угроз по причине всеобщего господства управленческого невежества и всеобщей безответственности, усугубленных антинаучным консерватизмом в регламентации техногенной и технологической безопасности. Все это, по оправдавшимся прогнозам Римского клуба, "...вергло цивилизацию XXI века в эпоху экотехнологических катастроф".

Реализация научно-технологической доктрины и концептуальной методологии техногенной безопасности, теоретически обоснованной выдающимися учеными XVII-XX веков, объективно стала возможной только с изобретением в начале XXI века учеными Российской инженерной академии векторных 3D-приемников виброакустических связанных колебаний, с созданием фазочувствительных 3D-сенсоров и метода достоверного наблюдения (измерения) спектра связанных временем компонентов пространственных диагностических параметров эксплуатационных состояний (1), гиперкоростных сетцентрических вычислительных технологий моделирования в реальном времени напряженно-деформированных состояний упругих объектов механических систем (2), адекватных пространственно-временных методов энергодинамического предиктивного спектрального 4D-траекторного анализа реального времени многопараметрических векторно-фазовых портретов (годографов) антропогенного гомеостаза (3) и созданием Теории траекторного энергетического анализа гомеостаза (4) волновых физических состояний упругих механических систем профессора Анатолия А. Сперанского.

Впервые в мировой метрологической практике научно обоснованы, разработаны и эффективно внедрены в прикладные исследования интеллектуальные инструментальные средства, интегрирующие ГЕНИАЛЬНЫЕ НАУЧНЫЕ ПРЕДВИДЕНИЯ выдающихся механиков и математиков XVII-XIX веков (I), ФЕНОМЕНАЛЬНУЮ НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКУЮ ПРОЗОРИВОСТЬ выдающихся научных аналитиков в фундаментальных областях знаний инженерных наук XIX-XX веков (II) и ПРОРЫВНЫЕ КРЕАТИВНЫЕ ОТКРЫТИЯ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА российских ученых начала XXI века (III) в актуальной области антропогенной безопасности.

ПРОРЫВНЫЕ ОТКРЫТИЯ российских ученых начала XXI века

Теоретически обоснованы, практически (методически) сформулированы, разработаны, изготовлены и успешно испытаны в многочисленных исследовательских приложениях оцифрованные опережающие технологические решения интеллектуального уровня:

1. Способ векторно-фазового пространственно-временного измерения (АФЧХ) спектра виброакустических колебаний и конструкция волнового 3D-приемника (проф. А.А. Сперанский,

проф. А.А. Цернант).

2. Способ и устройство траекторно-связанной векторно-фазовой 4D-реконструкции измерений Lt-букета механических колебаний в измерительной точке (проф. А.А. Сперанский).

3. Способ и устройство волновой 4D-реконструкции текущих энергетических состояний связанного Lt-букета годографов в измерительных точках (проф. А.А. Сперанский, А.И. Бажанов).

4. Способ и устройство многопараметрической объемно-контурной визуализации дисплейно-виртуальных информационных образов текущих состояний (know-how, проф. А.А. Сперанский). Универсальная энергетическая модель текущего ресурсного состояния представлена в форме Объемной матрицы Гаука-Пуассона (рис. 1).

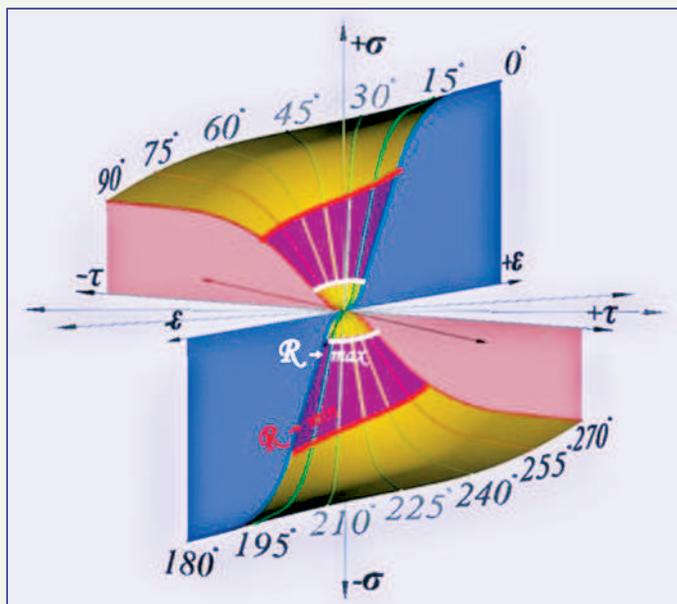


Рис. 1 Объемная 4D-матрица законов Гаука-Пуассона (запатентовано)

5. Способ и модель спектрального 4D-представления энергетического образа гомеостатического H-портрета ("букета") текущего эксплуатационного состояния (know-how, проф. А.А. Сперанский).

6. Способ и гомеостатическая вариационная Lt-модель многопараметрической энергетической реконструкции текущего ресурса конструкционной прочности (know-how, проф. А.А. Сперанский).

7. Способ и предиктивная Lt-модель реконструкции тренда техногенеза (прогнозной экспертизы гомеостаза) объектов механических систем (know-how, проф. А.А. Сперанский).

Первые четыре технологии из семи образуют законченный функциональный междисциплинарный универсальный волновой измерительный кластер под общим названием ВОЛНОВОЙ МОНИТОРИНГ СОСТОЯНИЙ (ВМС или Wave Health Monitoring / WHM). В исследовательских приложениях при наблюдении полидинамических процессов и решении мультифизических задач с превалированием сложного гомеостатического подхода, измерительный кластер становится системным под общим названием **системный мониторинг состояний (СМС или System Health Monitoring / SHM)**.

Последние три технологии из семи образуют интеллектуально-аналитический кластер наблюдения и изучения природного гомеостаза состояний под общим названием **гомеостатический анализ состояний (ГАС или Homeostasis Health Analytic / HNA)**.

Исследовательская разработка аналитического кластера привела к теоретическому обоснованию всеобщих природных закономерностей и бифуркационного механизма микроструктурных энергетических трансформаций в упругой среде на молекулярном уровне под названием тензорное энергетическое преобразование состояний (ТЭПС или Tensor Energy Health Transformation / ТЕHT), введение в теорию Lt-состояний.

Семь креативных аппаратно-программных решений образуют универсальную ВОЛНОВУЮ ИНФОРМАЦИОННУЮ ТЕХНОЛОГИЮ безопасности среды обитания и жизнедеятельности человека

(ВИТ или Wave Information Technology / WIT), системно-связанную инновационными решениями на основе векторно-фазовой виброакустической метрологии. Высокая информативность наблюдения процессов и состояний механических систем с привлечением ВИТ на основе ВМС позволяет обосновано использовать новые информационно-метрологические ресурсы в задачах обеспечения эко-технологической безопасности.

Практически реализована и подтверждена во многочисленных исследовательских приложениях Цифровая информационно-аналитическая платформа "Волновой Мониторинг Состояний" (ЦИАП ВМС / Wave Health Monitoring / WHM) кластера антропогенной техногенно-технологической безопасности, которая реализует виртуально-модельную стратегию инженерной фундаментальной науки ближайшего будущего через создание предиктивных экспертных систем реального времени для эффективного прогноза гомеостаза (техногенеза) на основе моделирующего инструментария искусственного интеллекта полного жизненного цикла.

ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЙ ИТОГ 350-летнего научного марафона

Эффективность Волнового аналитического инструментария многократно подтверждена в многочисленных исследовательских приложениях:

- в авиакосмическом машиностроении: ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова", АО "ОДК", АО "ВНИИ электромеханики" ГК "РосКосмос", ПАО "ОДК-Сатурн", АО "НПП "Мотор", АО "Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля", АО "ДУКС", АО "ОКБ им. Березняка" (Дубна), АО "НПО Автоматики им. Семихатова" ГК "РосКосмос", АО "НИИ космического приборостроения", АО "ЦАГИ - системы моделирования", ОАО "А. Лялька - Сатурн", НТУ МАИ и др.;

- в тепловой и атомной энергетике: ПАО "ЕЭС России", ПАО "Мосэнерго", НИЦ "Курчатовский институт", ОАО "Всероссийский теплотехнический институт" МинЭнерго, ВНИИ атомных электростанций ГК "РосАтом", НТУ МЭИ и др.;

- на трубопроводном транспорте: ПАО "Газпром", АО "Газпром оргэнергогаз", ФГАОУ ВО "РГУ нефти и газа им. И.М. Губкина";

- в строительстве: АО "ЦНИИ транспортного строительства" и др.

Оформлены отзывы научно-координационных советов РАН, ведущих ученых Российской академии наук (академики РАН Владимир Е. Фортов, Олег Н. Фаворский, Константин В. Фролов, Гурген Г. Ольховский, Александр С. Сигов, Сергей Ю. Желтов, Камо С. Демирчян, Георгий С. Голицын, Дмитрий С. Стребков, Михаил Ч. Залиханов, Борис В. Гусев, Николай А. Махутов, Анатолий В. Кулаков и др.).

Технология Wave Health Monitoring / WHM является победителем Национального Конкурса русских инноваций 2004 г. в номинации "Перспективные решения для IT", послужила основанием научного Гранта Российского Фонда фундаментальных исследований по теме "Волновые инструменты исследования анизотропии упругих систем" в 2006 г., исследовательских грантов ОАО "Газпром" по приоритетному направлению "Перевод эксплуатации ГПА компрессорных станций с регламента на техническое обслуживание по текущему состоянию" в 2008 г. и Международного научного фонда "Инженерная мысль" в 2010 г., Победитель национального конкурса "Лучший отечественный прибор года" в 2009 г., Лауреат национального конкурса "Единство средств измерений" с вручением "Золотого знака качества" Росстандарта РФ в 2010 г., является Лауреатом национальных инженерных премий им. К.Э. Циолковского, им. Н.Т. Калашникова, им. А. Чохова, им. Братьев Черепановых, им. Первопечатника И. Федорова, Лауреат трех международных конкурсов "Лидер в области высоких технологий" с вручением Знака отличия Правительства Москвы "Святой Георгий" трех степеней, Лауреат международного салона инноваций "Архимед".

Технология WHM вошла:

- в топ-5 из 100 участников AeroInnovate Business Accelerator program of the University of Wisconsin Oshkosh (USA) и американск-

кой Ассоциации экспериментального авиастроения (EAA), приняла участие в качестве экспонента в крупнейшем американском авиашоу AirVenture Oshkosh 2015;

- в топ-100 участников Hello Tomorrow Global Conference 2015 Paris в числе лучших технологических стартапов Европейского салона лидеров индустриального рынка (2,78 % от 3600 участников из 90 стран) с участием NASA & Airbus CTOs; Европейского форума стартапов Space Frontier Foundation & Deep Space Industries соfounders под девизом "Расширение прав и возможностей тех, кто осмеливается решать сегодня самые сложные проблемы с помощью научных и технологических прорывов".

Технология WHM в 2016 году применена в сравнительных испытаниях Международной корпорации AIRBUS Operations GmbH (ZAL-center, Hamburg) совместно с фирмой NLR (Holland) в проекте "Исследование процесса влияния механических повреждений на ресурсное состояние конструкции новой композитной обшивки космического аппарата"; стала резидентом Accelerator STARBURST Aerospace Innovation HUB "Investing in the Future" (Paris) и участником Госпрограммы FrenchTicket при финансовой поддержке Минэкономики Франции в 2017-2018 годах. При защите выполненного проекта на Научно-техническом комитете AIRBUS международные эксперты оценили опережающий уровень технологии WHM в 15-20 лет по отношению к мировым технологиям ресурсных испытаний.

На I Международной конференции STRUCTURAL INTEGRITY for offshore energy industry (Aberdeen, UK) и Всемирной встрече военноморских технологий для будущего EURONAVAL 2018 (Париж) технологией WHM с пониманием заинтересовались две лидирующие в мире финские морские компании - Wartsyla и Meyer Turku. Такой-же интерес проявляют НИЦ "Курчатовский институт", ВНИИ атомных электростанций РосЭнергоАтома, и МКБ "Рубин", предоставившие заключения аттестованных экспертов об актуальности Цифровой платформы "Волновой мониторинг состояний" для РосАтома.

В течение 2016-2019 годов по приглашению Британского фонда венчурных инвестиций "Imprimatur" в Европейских университетах, по приглашению Объединенного института ядерных исследований в Госуниверситете "Дубна" и по приглашению Международной Ассоциации поддержки талантов в Пекинском политехническом университете и Институте аэрокосмических исследований прочитаны постановочные циклы лекций "Введение в теорию Lt -измере-

ний в Механике упругих систем" и "Интеллектуальные Lt -инструменты наблюдения эксплуатационных состояний объектов механических систем в цифровой среде".

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Впервые в мировой практике реализовано гениальное предсказание вековой давности выдающегося русского ученого академика А.М. Ляпунова о единой гомеостатической природе всеобщих фундаментальных закономерностей природы - живой биосферы и неживой техносферы. **Наблюдение процессов и состояний гомеостаза стало возможным только с созданием инструментов пространственно-временных Lt -измерений параметров волновых механических полей и мощных вычислительных IT-ресурсов. Появилась возможность оперативно оценивать текущий ресурс конструкционной прочности для достоверного прогноза и снижения киберрисков управленческих решений для надежного своевременного предупреждения и предотвращения чрезвычайных ситуаций.**

На основе теоретических доказательств и подтверждающих их экспериментальных исследований сформирован принципиально новый, опережающий современников взгляд на некоторые существенные аспекты фундаментальных знаний основоположников классической механики, механики сплошной среды, механики упругих систем, волновой механики, термодинамики, теории систем, тензорного анализа, теории упругости, вариационного метода, пространственной метрологии деформационных полей и т.п., НЕ ВОСТРЕБОВАННЫЕ БОЛЕЕ ТРЕХСОТ ПЯТИДЕСЯТИ ЛЕТ в практических наблюдениях процессов, состояний и закономерностей механических объектов и систем.

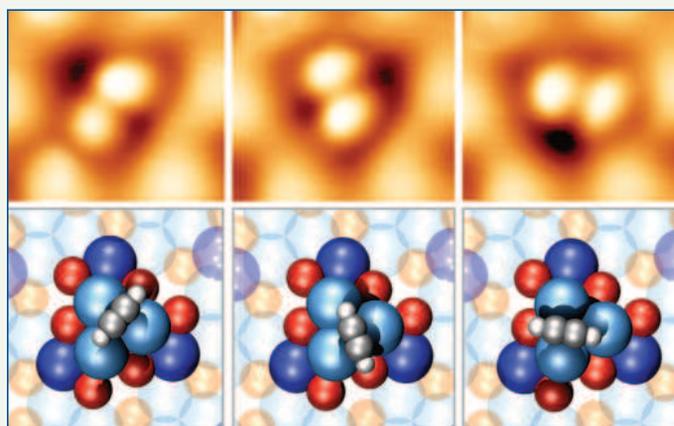
Полезность созданного Научно-технологического продукта ЦИАП ВМС интеллектуального уровня впервые в мировой метрологической практике позволяет эффективно прогнозировать и своевременно предотвращать техногенно-технологические аварии и катастрофы в тепловой, атомной и гидроэнергетике, в наземном, авиационно-космическом, морском и трубопроводном транспорте, в промышленном, гражданском и специальном строительстве, а также в машиностроении, материаловедении и научных исследованиях во имя безопасности жизнедеятельности, устойчивого прогресса общества и комфортного благосостояния человека. 

ИНФОРМАЦИЯ. 16-атомный двигатель

В Швейцарском федеральном политехническом университете Лозанны создали один из самых маленьких двигателей, состоящем всего из 16 атомов различных химических элементов.

"Конструкция" этого нанодвигателя подобна электродвигателю: у неё есть неподвижная часть - статор, над "поверхностью" которого находится подвижная часть - ротор. В качестве статора выступает группа из шести атомов палладия и шести атомов галлия, которые формируют треугольную структуру. Ротором является молекула ацетилена, состоящая из четырех атомов, вращающаяся на поверхности статора, и все это вместе имеет размер, не превышающий одного нанометра.

Предполагается, что этот нанодвигатель приводится в действие тепловой или электрической энергией, хотя физикам (и другим учёным) пока не удалось полностью объяснить механизм взаимодействия атомов ротора и статора. Ротор нанодвигателя начинать вращаться при температуре всего на 17 градусов выше абсолютного нуля или под электрическим потенциалом менее 30 милливольт. При получении тепловой энергии из окружающей среды ротор нанодвигателя начинает вращается, но направление вращения ротора является совершенно случайной величиной. Когда же к этому нанодвигателю при помощи наконечника сканирующего туннельного микроскопа подводится электрический потенциал определенной полярности, ротор начинает вращаться в определенном направлении в 99 случаях из 100. Возможность управления направлением и скоростью вращения ротора нанодвигателя при помощи полярности и величины прикладываемого к нему элект-



рического потенциала делает этот двигатель более перспективным для практического применения, нежели созданные ранее другие типы молекулярных двигателей, о которых будут опубликованы отдельные статьи в "Двигателе".

В перспективе, новый двигатель может быть использован не только для приведения в действие наноразмерных механизмов и машин (в том числе нанороботов), он также может быть использован в качестве двигателя для привода генератора электрического тока; надо только подсоединить к ротору ось и генератор. И тогда появится возможность собирать и преобразовывать тепловую энергию, выделяющуюся при работе любых электронных устройств. 

ЗАРУБЕЖНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЁТОВ

(ЧАСТЬ 4, ПРОДОЛЖЕНИЕ.
НАЧАЛО В ЖУРНАЛЕ "ДВИГАТЕЛЬ" №130-135)

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

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

The development of foreign turbofan engines for supersonic flight is analyzed. The basis of the development was the scientific and technical reserve and proven design and technological solutions. The main efforts of the developers are focused on the use of new materials and technologies, reducing the number of parts, reducing the specific weight, increasing the operational adaptability and maintainability of engines, reducing the volume of accompanying documentation.

Ключевые слова: Реактивные самолёты, газотурбинные двигатели, двухконтурные двигатели, ретроспектива.

Keywords: Jet aircraft, gas turbine engines, dual-circuit engines, development retrospective.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Принятые условные обозначения основных параметров двигателя:

Тяга статическая на режиме форсажа ($M_n = 0, H_n = 0$)	P_{ϕ}
Удельный расход топлива на режиме форсажа ($M_n = 0, H_n = 0$)	$C_{уд.ф}$
Тяга статическая на максимальном режиме ($M_n = 0, H_n = 0$)	$P_{взл.}$
Удельный расход топлива на максимальном режиме	$C_{уд.взл.}$
Удельный расход топлива на крейсерском режиме	$C_{уд.кр.}$
Расход воздуха на максимальном режиме	$G_{в.}$
Температура газа перед турбиной на максимальном режиме	T_r
Степень двухконтурности	m
Суммарная степень повышения полного давления в компрессоре	π_{Σ}
Степень повышения давления в вентиляторе	$\pi_{в.}$
Частота вращения ротора, об/мин	n
Масса двигателя	$M_{дв.}$
Длина	$L_{дв.}$
Диаметр	$D_{дв.}$

F414-GE-400

После отмены A-12 ВМС решили приобрести F/A-18E/F Super Hornet, который должен был заменить A-6 Intruder и F-14 Tomcat. Super Hornet использует турбовентиляторный двигатель General Electric F414 (рисунок 1.146), разработка которого была начата в 1991 г. Этот двигатель является модифицированным вариантом двигателя F412, разработанного для A-12.



Рис. 1.146 ТРДДФ F414-GE-400

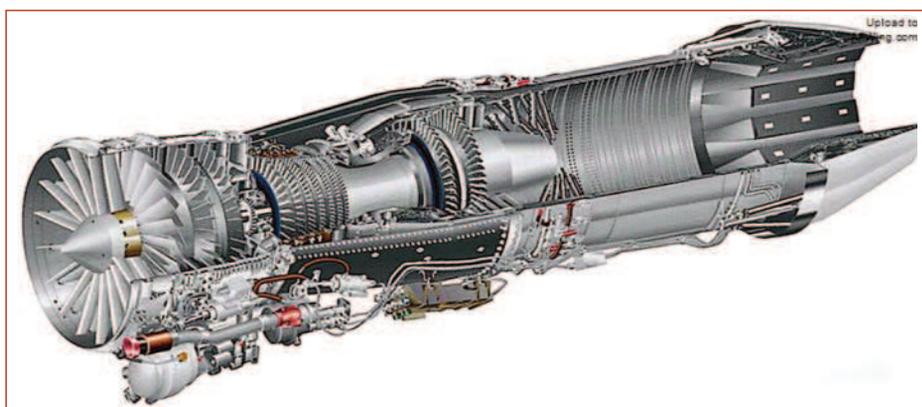


Рис. 1.147 ТРДДФ F414-GE-400 с частично вырезанным статором

Разработка ТРДДФ F414 проводилась согласно комплексному графику с сетевым планированием, обеспечивающим выдерживание намеченных сроков и выделенных средств. Для того чтобы отслеживать состояние разработки деталей и узлов для ТРДДФ F414 General Electric использовала систему сбора данных IMI (Integral Management Information) [77].

F414 имеет модульную конструкцию (рисунок 1.151). Он был запущен в производство в конце 1998 г. Стоимость его разработки составила 7757 млн долл. [91]. Цена одного двигателя на

2010 г. составляла 4 млн долл.

При разработке F414-GE-400 применены передовые технологии и проверенные в процессе многолетней эксплуатации, хорошо зарекомендовавшие себя конструкторские решения и материалы двигателей F404 и F412, что позволяет разработать компоновку серийного двигателя в наиболее короткие сроки, сводя к минимуму риски. В результате Boeing F/A-18E/F Super Hornet (рисунок 1.148) получил долговечный, надёжный и простой в обслуживании двигатель, обеспечивающий бесфорсажный сверхзвуковой крейсерский полёт самолёта.

F/A-18E/F Super Hornet - палубный двухдвигательный многоцелевой тактический истребитель и штурмовик. Благодаря выбранному внешнему оборудованию самолёт может быть оптимизирован для выполнения как истребительных, так и атакующих задач. F/A-18E/F обеспечивает 40-процентное увеличение боевого радиуса, 50-процентное увеличение выносливости, увеличение боевой нагрузки на 25 процентов, в три раза больше боеприпасов и в пять раз большую живучесть, чем F/A-18A/C. Эти значительные улучшения производительности в основном связаны с двигателем F414-GE-400, который имеет на 35 % большую тягу, чем F404, используемый на F/A-18A/C Hornet, что значительно увеличивает дальность полёта, полезную нагрузку и живучесть самолётов Boeing F/A-18E/F Super Hornet и палубных самолётов радиоэлектронной борьбы ВМС США EA-18G (рисунок 1.149) [91].

Таблица 35 - Основные параметры самолётов Boeing F/A-18E/F Super Hornet и EA-18G Growler [32, 92, 96 - 98]

Разработчик	Boeing	Boeing
Самолёт	F/A-18E/F Super Hornet	EA-18G Growler
Первый полёт, г.	1995	2006
Изготовлено, шт.	>600	-
Масса пустого, кг.	13876	14976
Максимальная взлётная масса, кг.	29964	29937
Масса боевой нагрузки, кг.	8051	-
Силовая установка	2xТРДДФ General Electric F414-GE-400	2xТРДДФ General Electric F414-GE-400
Максимальная скорость км/ч.	(M=1,8) 1915	2150
Боевой радиус, км	720	722
Потолок, м.	22680	15850
Практическая дальность с ПТБ, км	2345	-
Максимальная перегрузка, g	+7,6	+7,5



Рис. 1.148 Boeing F/A-18F Super Hornet садится на палубу авианосца "Теодор Рузвельт" (Theodore Roosevelt) (CVN 71)

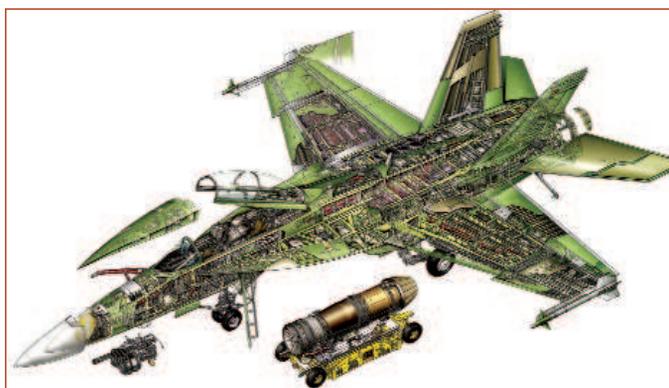


Рис. 1.149 Компановка Super Hornet



Рис. 1.150 Boeing EA-18G

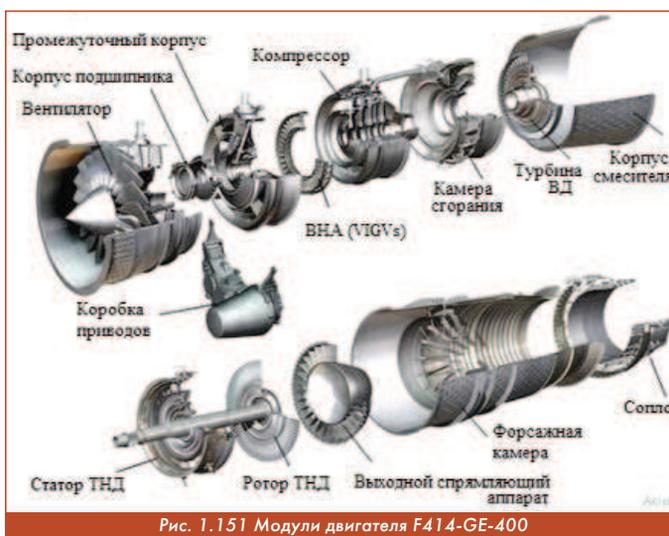


Рис. 1.151 Модули двигателя F414-GE-400

Элементы конструкции [77, 91, 94, 95]:

По требованию ВМС США чтобы свести к минимуму изменения в конструкции задней части фюзеляжа Super Hornet, двигатель F414 должен был размещаться в том же пространстве моторного отсека, что и F404, но точки установки у них разные. Внешние размеры F414 такие же, как и у F404, оба имеют длину 3,912 м и максимальный диаметр 0,889 м. Таким образом, увеличение тяги становится сложной задачей. Необходимо было создать конструкцию, в которой по сравнению с F404 максимальный расход воздуха и максимальная тяга на форсажном режиме были бы выше на 20 % и 24 %, соответственно.

Основным отличием F414 от F404 является **вентилятор**. Он на 127 мм длиннее, чем вентилятор F404. Для компенсации увеличения длины вентилятора и сохранения общей длины (как у F404) на ТРДДФ F414 применены укороченные на 102 мм форсажная и на 25 мм основная камеры.

Диаметр корпуса на входе в вентилятор на 68,5 мм больше, чем у ТРДДФ F404. При таком увеличении размеров передней части корпуса вентилятора размер задней части остался прежним. Для повышения стойкости лопаток к повреждению при попадании посторонних предметов их толщина увеличена. Повышенная прочность и уменьшенное относительное удлинение лопаток способствует получению достаточного запаса ГДУ.

Воздухозаборники F/A-18E/F имеют прямоугольную форму, что увеличивает на 18 % количество воздуха, поступающего в двигатель, и уменьшает радиолокационное отражение (рисунок 1.151).

Существенным новшеством в трёхступенчатом вентиляторе является применение конструкции колёс типа "blisk" во второй и третьей ступенях, что позволило уменьшить его массу на 23 кг.

Лопатки первой ступени вентилятора съёмные. Диаметр ступицы диска каждой ступени вентилятора F414 меньше, чем у F404, а так как диаметры вентиляторов у них одинаковые, то лопатки каждой ступени вентилятора F414 длиннее, чем у F404, что позволило увеличить эквивалентную площадь вентилятора. В результате в сочетании с улучшением аэродинамики лопаток был увеличен максимальный расход воздуха. На рисунке 1.152 показано рабочее колесо второй ступени вентилятора ТРДДФ F414 (типа "blisk"). ВНА - с изменяемым углом установки второго ряда лопаток Variable Inlet Guide Vanes (VIGVs).



Рис. 1.151 Воздухозаборник повышенного расхода воздуха [107]

Аэродинамические характеристики вентилятора F414 идентичны характеристикам вентилятора F412.

Компрессор - семиступенчатый. Рабочие колёса первых двух ступеней компрессора

изготовлены из титановой заготовки по технологии "blisk". Третья ступень - из сплава Inconel, также - "blisk". Только в модулях вентилятора и компрессора у F414 на 484 детали меньше, чем у F404 [95].

Камера сгорания. Аналогична камере сгорания ТРДД F412. По сравнению с F404 камера сгорания F414

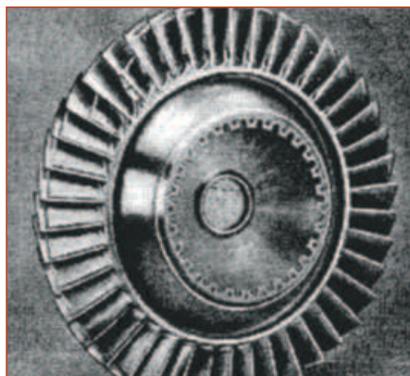


Рис. 1.152 Рабочее колесо второй ступени вентилятора ТРДДФ F414, изготовленное по технологии "blisk"

имеет улучшенную аэродинамику и улучшенные материалы. В ней используется пористая охлаждающая структура жаровой трубы, которая не только увеличивает срок службы, но и снижает массу, а также керамическое напыление как на F402. Для снижения температуры стенки, имеется 30 000 отверстий, полученных лазером (рисунок 1.155) [95].



Рис. 1.154 Входной направляющий аппарат двигателя F414-GE-400

Турбина высокого давления одноступенчатая, аналогична турбине ТРДД F412. Применение безболтового фиксатора лопаток способствует снижению напряжений и повышению ресурса. Лопатки турбины изготовлены из монокристаллического сплава и покрыты термобарьерным покрытием для повышения долговечности. Основная горячая секция F414 имеет срок службы 2000 ч, а другие вращающиеся детали и конструктивные элементы - 4000 ч.

Турбина низкого давления одноступенчатая, аналогична турбине, разработанной для ТРДДФ RM.12 и F404. Лопатки монокристаллические.

General Electric исследует возможность применения для из-

готовления лопаток композитного материала с керамической матрицей карбид кремния/карбид кремния (SiC/SiC), то есть подложку из карбида кремния, армированную волокнами из карбида кремния. Этот материал может выдерживать экстремально высокую температуру после нанесения подходящего защитного покрытия (ЕВС) и может использоваться для изготовления рабочих лопаток турбин,



Рис. 1.155 Жаровая труба камеры сгорания F414

лопаток статора или других высокотемпературных компонентов. Лопатки турбины высокого давления, изготовленные из материала SiC/SiC, намного легче и прочнее, чем лопатки из суперсплавов на основе никеля (например, Inconel 718). General Electric заявила, что рабочая температура лопаток SiC/SiC намного выше, чем у лопаток из жаропрочных сплавов. Требуется только защитное покрытие от воздействия окружающей среды, позволяющее снизить рабочую температуру лопаток на 149 °С, чтобы выдержать входную температуру газа 1922 К.

General Electric успешно проверила лопатки турбины двигателя F414 в рамках проекта Energy Task Force ВМС США. Экспериментальный двигатель был оснащён лопатками из материала SiC/SiC на второй ступени турбины. Испытания доказывают, что такие лопатки достаточно прочные, чтобы выдерживать высокую температуру и напряжения от инерционных сил турбины (рисунок 1.156).

Форсажная камера и сопло. Конструкция форсажной камеры обеспечила устранение проблем, обнаружившихся при эксплуатации ТРДДФ F404 (замена вторичных створок и уплотнений сопла, а также ремонт стабилизатора пламени форсажной камеры). В отличие от кольцевой форсажной камеры F404, форсажная камера F414 имеет более совершенную конструкцию. Стабилизатор пламени состоит из центрального кольцевого

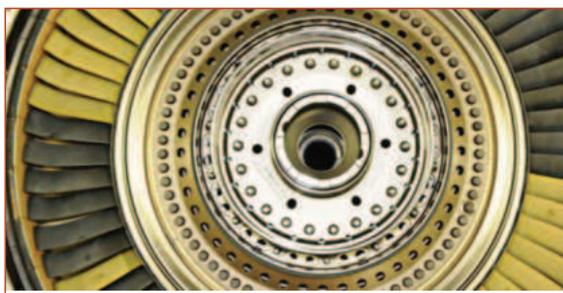


Рис. 1.156 Вторая ступень турбины экспериментального двигателя с лопатками из материала SiC/SiC

билизатор снабжен теплозащитным экраном и охлаждается воздухом.

Радиальный стабилизатор пламени ТРДДФ F414 был разработан в ходе создания ТРДДФ F120 (рисунок 1.157). Удобный доступ к стабилизатору пламени через сопло упрощает техническое обслуживание (рисунок 1.158).

Створки расширяющейся части сопла изготовлены из композиционного материала с углеродной матрицей, упрочнённой волокнами из карбида кремния. Применение этих створок позволило

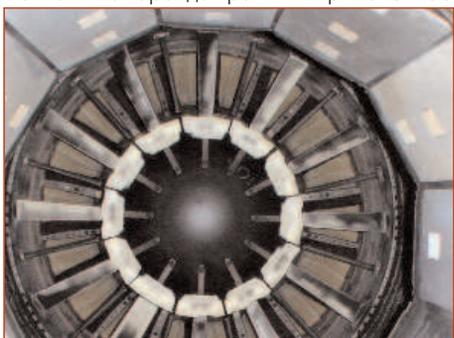


Рис. 1.157 Радиальный стабилизатор пламени форсажной камеры F414

уменьшить массу двигателя на 6 кг. (рисунки 1.159, 1.160).

Снижение массы достигнуто также благодаря применению топлива в качестве рабочей жидкости для приводов сопла вместо гидросмеси, применяемой в ТРДДФ F404.

Радиальный стабилизатор пламени F414, а также вторичные створки и уплотнительные детали сопла могут быть заменены отдельно на самолёте (рисунок 1.161).

Система управления - новая двухканальная CAU FADEC.

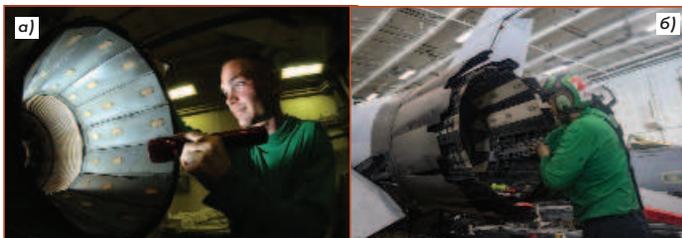


Рис. 1.158 Техническое обслуживание а) и ремонт б) сопла

Изменение конструкции системы приводов сопла в сочетании с CAU FADEC позволило упростить конструкцию и уменьшить массу приводов



Рис. 1.159 Внутренние створки сопла



Рис. 1.160 Внешние створки сопла

на 22,7 кг.

Применение CAU FADEC способствует сохранению заданной величины тяги и харак-

теристик элементов двигателя по мере увеличения наработки благодаря возможности контролировать его параметры и соответственно планировать техническое обслуживание.

Регулирование ТРДДФ F404 производится по частоте вращения ротора вентилятора и температуре газа в турбине. В ТРДДФ F414 регулирование основано на контроле частоты вращения вентилятора и степени повышения давления в газогенераторе. В этом случае для сохранения величины тяги и степени повышения давления при ухудшении характеристик узлов будет расти температура в расчётных допустимых пределах.



Рис. 1.161 Работы с соплом ТРДДФ F414-GE-400

Назначенный ресурс элементов двигателя в часах:

- КНД - 4000;
- КВД - 4000;
- Камера сгорания - 4000;
- Турбина высокого давления - 1850;
- Турбина низкого давления - 4000;
- Форсажная камера - 3431.

Этапы развития:

Начало 1991 г. Предварительный этап программы разработки двигателя.

III кв. 1992 г. Подписание контракта ВМС США на этап проектирования, изготовления и доводки на июнь 1992 г. Нарботка двух газогенераторов составила 400 часов.

IV кв. 1992 г. Высотные испытания новой форсажной камеры.

I кв. 1993 г. Начало испытаний третьего газогенератора с целью оценки характеристик рабочего колеса типа "blisk" и аэродинамических характеристик газогенератора.

Апрель 1993 г. Испытания CAU FADEC.

Май 1993 г. Сборка первого ТРДДФ F414 и начало испытаний.

Декабрь 1993 г. Изготовлено и испытано 6 ТРДДФ F414.

Декабрь 1995 г. Первый полёт истребителя F/A-18E/F с двигателем F414.

1998 г. Начало поставки серийных двигателей.

На рисунке 1.162 - конструктивные схемы двигателей F414 и F404, а на рисунке 1.163 обозначены некоторые элементы, агрегаты, датчики, а также параметры и материалы двигателя F414-GE-400.

С начала производства в 1998 г. по состоянию на июнь 2015 г. General Electric произвела более 1500 двигателей F414-GE-400, которые наработали более 3 миллионов часов. К концу 2016 г. ВМС США было поставлено ещё около 300 двигателей. В настоящее время компания производит от 90 до 100 F414 в год [98].

Двигатель F414-GE-400 также предлагался для морского варианта F-117 Nighthawk (рисунок 1.83).

Вариант двигателя F414-GE-400 - F414-GE-INS6 использу-

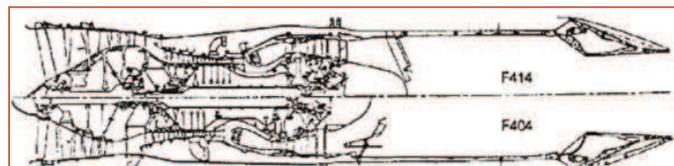


Рис. 1.162 Сравнение конструктивных схем двигателей F414 и F404

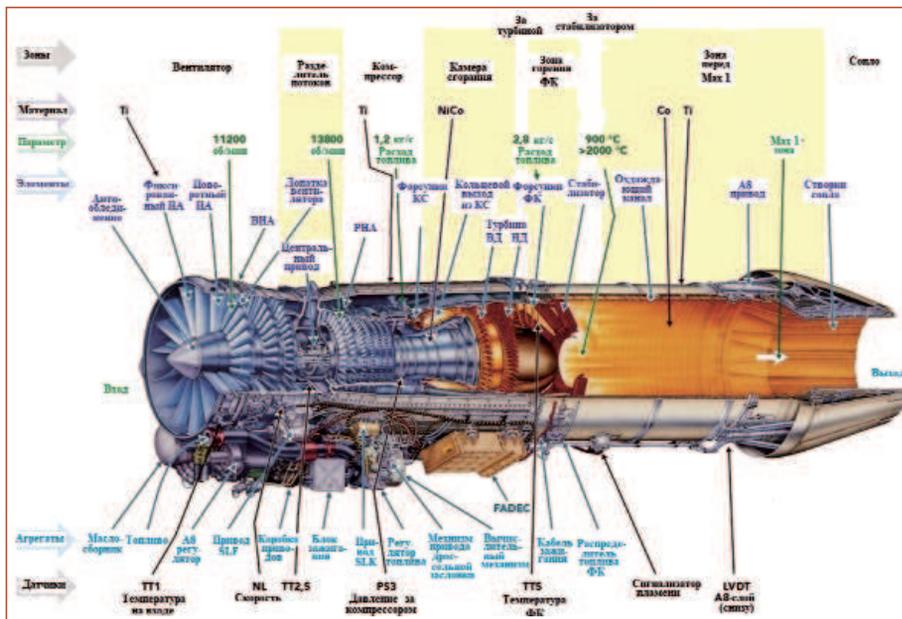


Рис. 1.163 Некоторые сведения о ТРДДФ F414-GE-400

Таблица 36 - Основные параметры двигателя F414-GE-400 [17, 77, 91, 95]

Применение	Boeing F/A-18E/F Super Hornet, EA-18G Growler
Двигатель	F414-GE-400
$P_{ф.}$, кН (кгс)	97,86 (9974)
$C_{уд.ф.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	-
$P_{взл.}$, кН (кгс)	64,5 (6574)
$C_{уд.взл.}$ кг/кН ч (кг/кгс ч)	177,48 (1,74)
$C_{уд.кр.}$	-
G_v , кг/с	77,11
$T_{гр}$, К	-
m	-
$\pi_{к.с.}$	30
π_v	4,5 - 5
$n_{ВД}/n_{НД}$	13800/11200
$M_{дв.}$ кг	1152
$L_{дв.}$ м	3,91
$D_{дв.}$ м	0,89
$D_{вх.}$ м	0,79
Год начала стендовых испытаний	1993
Год начала эксплуатации	1998

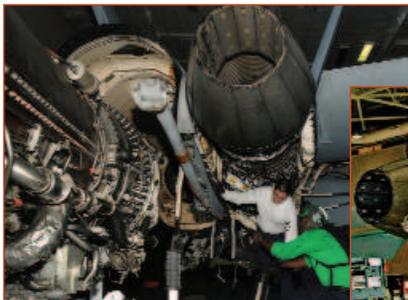


Рис. 1.164 Технические работы с двигателями F414-GE-400



Рис. 1.165 Монтаж двигателя F414-GE-400 на самолёт

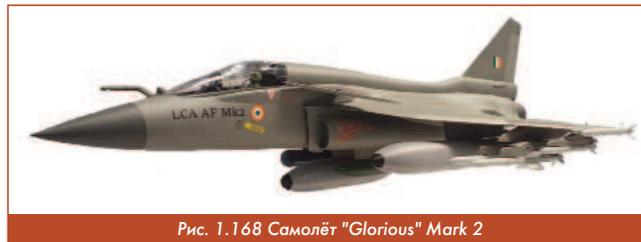


Рис. 1.168 Самолёт "Glorious" Mark 2



Рис. 1.166 Двигатель F414-GE-400 в сборочном цехе



Рис. 1.167 Испытания ТРДДФ F414-GE-400 на борту авианосца

Новая версия F414G- F414-GE-39E (GE/RM16) разработана для SAAB JAS-39E/F Gripen.

SAAB JAS 39E "Gripen" NG в Бразилии JAS 39E является модернизированным вариантом JAS 39C и получил различные нововведения, такие как радар AESA, новое вооружение и др. Эта версия имеет увеличенные до 16 000 кг взлётную массу и на 1000 кг полезную нагрузку.

F414-GE-INS6 и F414-GE-39E являются модификациями базового F414-GE-400 и не используют технологию EDE/EPE.

Версия F414-GE-100 (рисунок 1.171), созданная на основе F414-GE-39E для однодвигательного



Рис. 1.169 Самолёт SAAB JAS-39 Gripen

оснащена на индийском лёгком сверхзвуковом истребителе HAL Tejas(LCA) "Glorious" Mark 2 (рисунок 1.168). GeneralElectric планирует экспортировать не менее 150 комплектов ТРДДФ F414 и соответствующих запасных частей в Индию.

В октябре 2010 г. Индия заказала 99 двигателей. F414-GE-INS6 обеспечивает большую тягу, чем предыдущие версии, и оснащена системой FADEC.

ВВС Швеции также выбрали двигатель General Electric для истребителя нового поколения (рисунок 1.169). Демонстратор Gripen NG, впервые взлетевший в 2008 г., был оснащен двигателем F414G.

Двигатель модифицирован для использования в одномоторном Gripen вместо двухдвигательного самолёта, такого как F/A-18. С ним Gripen Demonstrator достиг скорости 1,2 Маха в бесфорсажном полёте. На рисунке 1.170 показан монтаж F414-GE-39E на самолёт JAS 39E "Gripen" NG.



Рис. 1.170 Монтаж F414-GE-39E на самолёт JAS 39E "Gripen" NG



Рис. 1.171 Двигатель F414-GE-100: а) - внешний вид; б) - монтаж в транспортировочный контейнер

сверхзвукового пассажирского самолёта компании Lockheed Martin NASA X-59 Quiet Super Sonic Technology ("тихий" сверхзвуковой самолёт) (рисунок 1.171), включает управляющее программное обеспечение, топливную обвязку и отсутствие монтажных направляющих. Было изготовлено два агрегата [102, 103]. На одном в NASA осуществляют испытаниями силовой установки, а затем он будет передан компании Lockheed Martin для установки на самолёт-демонстратор. Первый полёт демонстратора X-59 - в 2021 г.

Вторая силовая установка - резервная.

В F414-GE-100 была доработана система управления, а также различные системы обеспечения безопасности.

Программа QueSST, в рамках которой ведется разработка самолета X-59, предусматривает создание технологий, которые в перспективе позволят снизить шумность сверхзвуковых самолетов. Это позволит им выполнять сверхзвуковые полеты над населенной частью суши, сегодня запрещенные международными правилами. Шумность X-59 планируется снизить с помощью планера такой аэродинамической конструкции, при которой на поверхности летательного аппарата образовывалось бы как можно меньшее количество ударных волн. При этом те волны, которые будут всё же образовываться, должны быть менее интенсивными [103].

В мае 2016 г. Южная Корея выбрала модификацию двигателя F414-KI для применения на своём истребителе нового поколения KF-X (KF-21) (рисунок 1.173).

Этот вариант F414-GE-400, разработанный General Electric и Hanwha Aerospace для южнокорейской Korean Aerospace Industries (KAI) KF-X, будет производится совместно и собирается в Южной Корее компанией Hanwha Aerospace.

KAI KF-X является объединённым южнокорейским и индоне-



Рис. 1.172 Проект X-59 QueSST/Lockheed Martin

зийским проектом программы создания перспективного многоцелевого истребителя для южнокорейских и индонезийских ВВС. Программу возглавляет Южная Корея, которой принадлежит 80 % акций. Индонезия присоединилась к программе в 2010 г., а оставшаяся часть принадлежит частным партнёрам, включая производителя. KAI KF-X - вторая программа разработки истребителей в Южной Корее после FA-50.

9 апреля 2021 г. в Сачхоне прошла официальная презентация лётного образца перспективного истребителя Южной Кореи

KF-21 Boramae. Многофункциональный истребитель, который разделён некоторыми возможностями истребителей пятого поколения, демонстрировали в штаб-квартире южнокорейской авиастроительной корпорации Korean Aerospace Industries (KAI).

Проект ранее был известен под обозначением KF-X. Первый полёт опытного образца нового истребителя, который сами ко-



Рис. 1.173 Первый лётный экземпляр самолёта KAIKF-21

рейцы относят к поколению 4++ (или как ещё его называют 4,5), должен состояться в начале 2022 г., а начало производства - в 2026 г. В рамках презентации было раскрыто официальное обозначение нового истребителя KF-21 Boramae ("Сокол").

Всего южнокорейские военные рассчитывают получить 40 самолётов до 2028 г., а к 2032 г. их парк должен составить не менее 120 самолётов. В Индонезии планирует выпустить до 50 истребителей KF-21 Boramae. В ВВС Индонезии самолёт может получить обозначение F-33 [96, 99, 104].

F414-GE-400

Используется в EADS Mako/HEAT (рисунок 1.174).

EADS Mako/High Energy Advanced Trainer (Mako/HEAT) - высокоэффективный однодвигательный учебно-тренировочный самолёт или лёгкий штурмовик, предназначенный для службы в нескольких европейских военно-воздушных силах. Европейская аэрокосмическая компания (EADS) предложила Mako для программы Eurotrainer.

EADS образована в 2000 г. путем слияния Aerospatiale-Matra с многонациональной Daimler-Chrysler Aerospace (DASA) и испанской авиастроительной компанией Construcciones Aeronauticas SA (CASA). EADS стала второй по величине аэрокосмической компанией в мире после Boeing и вторым крупнейшим европейским производителем оружия после BAE Systems [101]. В 2017 г. EADS приняла название Airbus.

Mako был единственным значительным проектом самолёта, реализованным EADS.

Субподрядчиками были Diehl Aerospace, AerMacchi (теперь Leonardo), Saab, EAB и Dassault Aviation.

F414BJ

Предлагается для проекта сверхзвукового пассажирского самолёта Dassault Falcon SSBJ (рисунок 1.175). Может обеспечивать тягу около 53 кН (5200 кгс) без использования форсажной камеры [94, 95, 105].

Компания General Electric в 2002 г. приняла новую стратегию дальнейшего усовершенствования двигателя F414. Она разработала усовершенствованные модификации F414.



Рис. 1.174 Самолёт EADS Mako/HEAT

Первый усовершенствованный тип двигателя называется



Рис. 1.175 Model Dassault Falcon SBJ

F414 Enhanced Durability Engine (F414-EDE). Тяга такая же, как у существующего F414, но долговечность двигателя значительно улучшена. Стоимость жизненного цикла

значительно снижена без ухудшения существующих характеристик ТРДДФ F414-400.

Таблица 37 - Основные параметры самолётов Mako/HEAT, "Glorious" Mark 2 и JAS 39E "Gripen" NG [100, 101, 106]

Разработчик	EADS	HAL	SAAB
Самолёт	Mako/HEAT	"Glorious" Mark 2	JAS 39E "Gripen" NG
Первый полёт, г.	2004	-	2008
Изготовлено, шт.	-	-	-
Масса пустого, кг	5800	7000	8000
Максимальная взлётная масса, кг	13000	17500	16500
Масса боевой нагрузки, кг	-	6500	6000
Силовая установка	1xТРДДФ GeneralElectric F414M	1xТРДДФ General Electric F414-GE-INS6	1xТРДДФ General Electric F414-GE-39E
Максимальная скорость км/ч	(M=1,5) 1600	(M=1,8) 1920	(M=2) 2133
Боевой радиус действия, км	180 - 445	-	-
Потолок, м	15250	-	-
Боевая дальность, км	1300	-	-
Максимальная перегрузка, g	+9	+9/-3,2	+9/-3

В дополнение к более длительному интервалу обслуживания увеличивается срок службы горячего сегмента - он увеличен примерно в три раза по сравнению с исходным (до 6000 ч - горячая секция). Кроме того, на 3...4 % снижен расход топлива.

Второй тип усовершенствования называется F414 Enhanced Performance Engine (F414-EPE). В нём используется такой же газогенератор и более мощный вентилятор, который делает возможным увеличение тяги на 20 %. Аппаратное обеспечение двигателя точно такое же, как у F414-EDE, за исключением того, что FADEC использует другое программное обеспечение для увеличения тяги на 20 % по сравнению с существующим F414. Повышение тяги двигателя F414-EPE происходит за счёт комбинации увеличения расхода воздуха, улучшенной эффективности компонентов и повышенной температуры. Двигатель F414-EPE аналогичен существующему двигателю F414 по долговечности, а расход топлива снижен на 1...2 % [79, 93, 95].

Обе модификации имеют компрессор повышенной надёжности.

Согласно расчетам General Electric, F414-EDE, за счёт снижения стоимости жизненного цикла, может позволить ВМС США сэкономить от 1 до 2 миллиардов долларов на закупках запчастей и затратах на капитальный ремонт в течение оставшегося времени обслуживания парка "Super Hornet". Снижение расхода топлива F414-EDE на 3...4 % эквивалентно экономии 18,92 миллиона литров авиационного керосина в год для парка "Super Hornet". Еще одним преимуществом F414-EDE является увеличение количества отбираемого воздуха, используемого для охлаждения авионики или привода пневматических систем.

Одним из главных новшеств программы EDE является внедрение трёхмерных методов расчёта внутренней аэродинамики горячей части двигателя. Это дало возможность оптимизировать течение газа и значительно снизить опасность образования трещин и окисления лопаток.

Усовершенствование F414 происходит согласно завершённой американской государственной НИОКР ИНПТЕТ. Работы, связанные с F414, были сфокусированы на демонстрационном образце JTDEngine. Была испытана улучшенная камера сгорания, позволяющая снизить расход топлива.

ВМС США заключили с General Electric контракт стоимостью 7,5 млн долл. на испытания F414 EDE.

Комплект доработок для ТРДДФ F414-EDE включает применение модифицированных компрессора и турбины высокого давления с улучшенной, благодаря использованию трёхмерных методов расчёта, аэродинамикой, а также малоэмиссионной камеры сгорания.

Элементы конструкции [79, 93, 95, 108]:

Вентилятор - двухступенчатый с лопатками обратной стреловидности, ротор изготовлен по технологии "blisk", что позволило на 10 % увеличить степень повышения давления, а в сочетании с использованием новых турбины высокого давления и компрессора это способствует улучшению удельного расхода топлива на 4 % и увеличению тяги на 20 % по сравнению с ТРДДФ F414. Применение перспективных технологических процессов (сварка трением, лазерное упрочнение и т. д.) уменьшает повреждения от попадания посторонних предметов, снижает стоимость ремонта и уменьшает по сравнению с F414 количество деталей.

Компрессор - с меньшим количеством ступеней (6 вместо 7) (рисунок 1.176). Оснащён широкохордными стреловидными лопатками ротора и изогнутыми наклонёнными лопатками статора, что позволит увеличить КПД на 3 %. В новом компрессоре, спроектированном с применением трёхмерных методов расчёта, применяется управление радиальными зазорами и неодинаковое расстояние между лопатками направляющего аппарата. Увеличена долговечность компрессора и уменьшена его многоцикловая усталость. Новый компрессор отличается большим расходом воздуха. Его межремонтный ресурс увеличился с 4000 до 6000 ч.

Камера сгорания - аналогична используемой в ТРДД CF34, благодаря чему снижается эмиссия загрязняющих веществ. Обладает лучшим запуском и имеет расширенную границу по бедному срыву.

Турбина высокого давления - одноступенчатая. Применено трёхмерное аэродинамическое проектирование профилей. Турбина сконструирована с использованием усовершенствованной системы охлаждения, что позволило на 2 % увеличить КПД и на 82 °С чем в ТРДДФ F414-GE-400 повысить температуру газа на входе в турбину. Межремонтный ресурс турбины увеличен с 2000 до 6000 ч.



Рис. 1.176 3D-модель компрессора ТРДДФ F414-EDE

Система диагностики/проектирования. ВМС США в сотрудничестве с GEAE разрабатывают системы снижения уязвимости двигателя к повреждениям в боевых условиях, включая повреждение при попадании инородных предметов. Задачей разработки алгоритма для управления стойким к повреждениям двигателем (SEC - Survivable Engine Control) является обнаружение повреждения двигателя и введение каких-либо возможных изменений для сохранения его работоспособности.

Две технологии сделают систему SEC жизнеспособной для применения в следующем поколении истребителей: дальнейшее развитие системы FADEC и постоянное совершенствование датчиков и систем контроля характеристик двигателя. Первоначально идея создания способных к выживанию средств управления двигателем была направлена, в основном, на уменьшение уязвимости в бою однодвигательного самолёта.

Однако система SEC нацелена на случаи, когда начальное повреждение может быстро распространиться на двигатель, и, возможно, привести к потере самолёта. Была проведена оценка 464 случаев отказов двигателей самолётов ВМС США, которые произошли в период с 1980 по 2000 гг. 75 случаев привели к гибели самолётов, и был сделан вывод о том, что система SEC могла бы обнаружить повреждение в 53 из этих случаев.

Работа по программе SEC началась с использования ТРДДФ F414-GE-400 истребителя F/A-18E/F. Первоначально представляющими интерес областями были повреждения вентилятора и компрессора, камеры сгорания и сопла изменяемой конфигурации. Повреждения двигателя были выбраны в качестве демонстрации того, к чему может привести удар небольших осколков боеголовки или инородных предметов, включая случаи попадания птиц. Повреждение, приводящее к утечкам в камере сгорания, может быть вызвано пулями, снарядами или неуправляемыми ракетами, потерянными соединительным элементом бороскопа, или прогаром корпуса камеры сгорания.

Также рассматривалось несколько сценариев повреждения сопла изменяемой конфигурации. В одном случае сопло принудительно открывалось под действием аэродинамической силы, когда вследствие повреждения отсоединился топливопровод, ведущий к приводу, либо отсутствовал сигнал обратной связи.

В программе SEC применяется аналитический метод, в котором используются как абсолютные, так и относительные величины, получаемые от датчиков на двигателе, а также математическая модель различных повреждений, построенная на основании результатов испытаний сотен модельных двигателей с определенными типами повреждений. При обнаружении повреждения программа SEC стремится максимально сохранить возможности двигателя. В зависимости от стадии выполнения боевого задания это может быть максимальная тяга двигателя, либо максимальный ресурс двигателя.

Повреждение вентилятора и компрессора в специальных испытаниях создавалось путем размещения двигателя TF30 впереди ТРДДФ F414 с тем, чтобы в него попадал горячий газ, приводя тем самым к снижению КПД вентилятора. Система SEC обнаружила и идентифицировала повреждение. Относительно небольшое повреждение привело к уменьшению тяги на 7 %. Система SEC позволила восстановить 4 %. Хотя на первом этапе была продемонстрирована возможность обнаружения неисправности в узком рабочем диапазоне, на последующем этапе будут проведены расширенные наземные испытания на всех режимах полёта и значениях тяги двигателя. Данная работа финансируется совместной технической координационной группой по стойкости к повреждениям самолётов - Joint Technical Coordinating Group for Aircraft Survivability [78].

Ещё одним важным усовершенствованием по сравнению с F414 является комплект шумоподавления, который отличается установкой пилообразной конструкции на уплотняющей детали сопла для обеспечения смещения внутреннего и внешнего газового и воздушного потоков (рисунки 1.177 - 1.179).

Комплект шумоподавления необходим для снижения шума, создаваемого двигателями F/A-18E/F SuperHornet и EA-18G при старте с палубы авианосца на полном форсажном режиме, и защиты слуха палубного персонала. Испытания показывают, что такая конструкция шумоподавления может уменьшить звуковую

энергию, производимую каждым ТРДДФ F414, на 50 % [95].

Стоимость разработки ТРДДФ F414 EDE может составить примерно 1/3 от стоимости разработки анало-

гичного нового двигателя, такого как, ТРДД PW7000, предлагаемого фирмой Pratt-Whitney.

По прогнозам фирмы GeneralElectric за 20 лет эксплуатации можно будет добиться экономии в 1 млрд долл. в суммарных расходах на эксплуатацию, а в случае внедрения усовершенствований на существующих ТРДДФ F414 экономия может составить 2 млрд долл.



Рис. 1.178 Устройство шумоподавления реактивной струи



Рис. 1.179 Испытание пилообразной конструкции снижения шума при работе двигателей на форсажном режиме

Этапы развития:

IV квартал 2002 г. Демонстрационные испытания газогенератора.

2002 г. Испытания нового варианта вентилятора.

2006 г. Завершены испытания перспективного демонстрационного технологического образца XTE77/SE2, которые подтверждают эффективность важнейших технических решений двигателя повышенной долговечности F414 EDE [108, 109].

Этот двигатель создаётся для авиационных платформ с потенциалом роста, таких как самолёты Korea Aerospace Industries/Lockheed Martin A-50 и SAAB Gripen. Он также является последним демонстратором двигателей General Electric в рамках комплексной американской программы правительства и промышленности развития высокой технологии ПТД ИНРТЕТ, которая выполнялась с 1988 г. Наследником последней стала программа доступных перспективных ПТД VAATE, цель которой - более чем вдвое увеличить тяговооружённость и на 40 % уменьшить, по сравнению со стандартными двигателями выпуска конца 1980-х годов, удельный расход топлива.

Демонстратор XTE77/SE2 имел перспективный двухступенчатый блисковый вентилятор и новую турбину высокого давления. Двигатель был испытан при 100 % максимальной установившейся частоте вращения ротора газогенератора. За 20 часов стендовых испытаний были успешно выполнены все намеченные цели программы.

Конструкция вентилятора-демонстратора и крупного гражданского аналога GE9x во многом сходна. В нём используются рассчитанные по трёхмерной аэродинамике лопатки прямой стреловидности, которые обеспечивают увеличение расхода воздуха на 10 %. Выполненная работа основана на результатах стендовых испытаний в 2005 г. перспективной конфигурации шестиступенчатого компрессора.

Демонстрационные испытания финансировались совместно General Electric и ВМС США (USN) в рамках программы правительства США по интегрированным технологиям высокопроизводительных двигателей (Integrated High Performance Engine Technology - ИНРТЕТ), которая началась в 1988 г. и нацелена на создание технологий, направленных на увеличение соотношения тяги к весу, сокращение расхода топлива и снижение эксплуатационных расходов за счёт повышения ресурса.

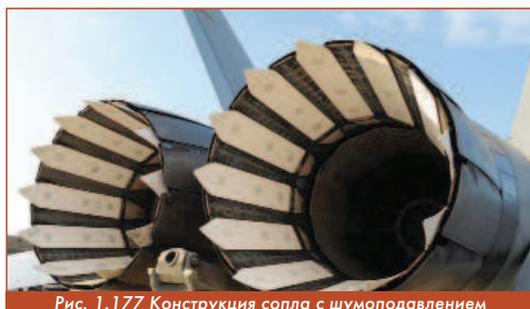


Рис. 1.177 Конструкция сопла с шумоподавлением

Это - второй этап испытаний, основанный на работе, завершённой в 2005 г., по проверке усовершенствованной шестиступенчатой конструкции компрессора. General Electric работает с USN над планированием следующих этапов испытаний, которые нацелены на дальнейшее повышение производительности и долговечности за счёт применения схем воздушного охлаждения турбины высокого давления нового поколения, современных материалов и технологии с низким уровнем выбросов [108, 109].

Были продемонстрированы технологии применения лазерной ударной обработки (Laser Shock Peening - LSP) для вентиляторов с прямой стреловидностью (рисунки 1.180, 1.181); проведена оценка устойчивости к повреждениям; исследованы нестабильные аэродинамические прогнозы с различными кодами; осуществлена корреляция с системой бесконтактного измерения напряжений (Non-Intrusive Stress Measurement System - NSMS) и другими датчиками мониторинга; изучено влияние вибрационных характеристик в передних рамах; применены вероятностные методы оценки; реализована вязкоупругая демпфирующая обработка вентилятора. Усовершенствованный вентилятор испытан в Центре исследования компрессоров (Compressor Research Facility - CRF) в четвертом квартале 2002 г. [110].

Программа демонстратора включает также исследование технологии снижения многоциклового усталости и проектирование стойких к попаданию посторонних предметов лопаток вентилятора и компрес-



Рис. 1.183 Развитие двигателя F414

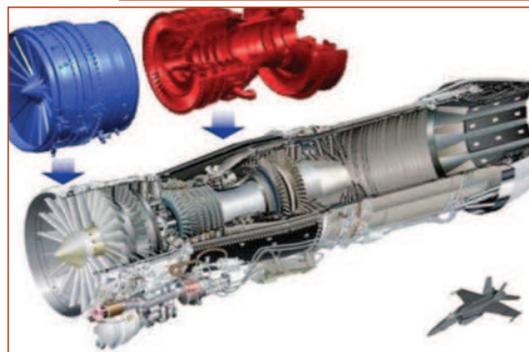


Рис. 1.184 Основные отличия F414EDE от F414-GE-400

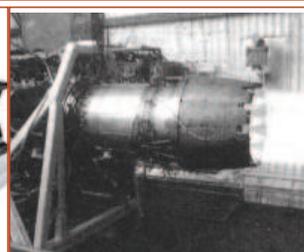


Рис. 1.185 Стендовые испытания двигателя F414 EDE

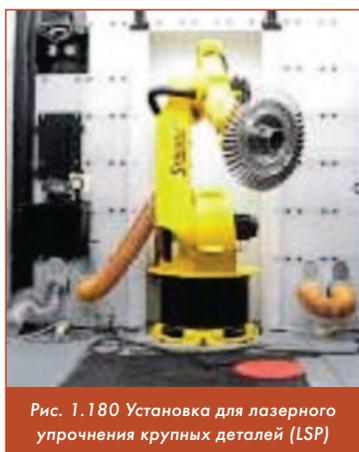


Рис. 1.180 Установка для лазерного упрочнения крупных деталей (LSP)



Рис. 1.181 Лазерная обработка лопаток. Красный лазерный луч используется для визуализации

сора. На рисунках 1.183 и 1.184 приведены усовершенствования двигателя F414 [93].

Особенности комплектования самолёта двигателем F414EDE вместо F414-GE-400: - никаких изменений планера;

- дополнительное увеличение тяги;
- улучшенный расход топлива;
- значительное увеличение возможностей доминирования в воздухе;
- улучшенные наступательные и оборонительные возможности.

Двигатель F414 EDE, возможно, будет конкурировать на перспективных боевых самолётах с двигателем шведского проекта Volvo Aero RM12++, а также с более мощными модификациями двигателя

Eurojet EJ200 и Snesma M88-3.

12 декабря 2006 г. - начало испытаний демонстратора F414 EDE (рисунок 1.184).

2007 г. - увеличение доли MTU с 2,5 до 3,5% в программе по ТРДДФ F414 за счёт внедрения теплозащитных покрытий в каскаде высокого давления.

2008 г. - начало разработки модификации EPE.

Начало 2009 г. - поставка новой модификации на испытания.

2010 г. - лётные испытания и оценка со стороны заказчика.

Список использованных источников информации

1. - 94 - см. предыдущие части данной статьи.
95. Турбовентиляторный двигатель F414 компании General Electric для Super Hornet. <http://m.afwing.vip/encyclopaedia/ge-f414-engine.html>.
96. F/A-18 Hornet Military Aircraft. <https://fas.org/man/dod-101/sys/ac/f-18.htm>.
97. Уголок неба. 2012 (Страница "Boeing EA-18G Growler") <http://www.airwar.ru/enc/spy/ea18g.html/>
98. About the EA-18G Program. Forecast International. <http://www.fi-aeroweb.com/Defense/EA-18G-Growler.html>.
99. KAI KF-X. Википедия site: https://ru.wikipedia.org/wiki/KAI_KF-X.
100. Уголок неба. 2004 (Страница: "DASA Mako"). <http://www.airwar.ru/enc/attack/mako.html>.
101. EADS Mako / HEAT. Википедия site: https://wikichi.ru/wiki/EADS_Mako/HEAT.
102. X-59 Que SST/Lockheed Martin. <https://www.lockheed-martin.com/en-us/products/quest.html>.
103. NASA получило двигатели для "тихого" сверхзвукового самолёта. https://pikabu.ru/story/nasa_poluchilo_dvigateli_dlya_tikhogo_sverkhzvukovogo_samoleta_7679735.
104. Корейский истребитель KF-21 Boramae может потеснить на рынке Су-35. <http://alternathistory.com/korejskij-istrebitel-kf-21-boramae-mozhet-potesnit-na-rynke-su-35/>.
105. <https://topwar.ru/182392-korejskij-istrebitel-kf-21-boramae-mozhet-potesnit-na-rynke-su-35.html>.
106. SSBJ Concept. <https://www.stlfinder.com/model/ssbj-concept-uesyH4dl/150390/>.
107. ADA Tejas Mark-II/Medium Weight Fighter. <https://defenceforumindia.com/threads/ada-tejas-mark-ii-medium-weight-fighter.45058/page-164>.
108. Электронный песчур: https://support.google.com/chrome/answer/95669?visit_id=637649721510386921-4215634977&p=e_awsnap&rd=1.
109. F414 Growth Demonstrator Engine Completes Testing. <https://deagel.com/news/n000001199>.
110. Guy Norris. GE completes F414 demonstration. <https://simhq.com/forum/ubbthreads.php/topics/378498/news-the-latest-update-on-the-development-of-ge-f414-edc-for-super-hor>.
111. Thomas M. Bartsch. High Cycle Fatigue (HCF) Sciencand Technology Program. Final Report for 01 January 2001 - 31 December 2001. Wright-Patterson Air Force Base, OH 45433-7251. May 2002/<https://docplayer.net/53981137-Afrl-pr-wp-tr.html>

Связь с автором: zrellov07@mail.ru

БЕСКОНЕЧНЫЕ ЧИСЛА

ТЕОРИЯ ДЕЛИМОСТИ И ОСНОВНАЯ ТЕОРЕМА АРИФМЕТИКИ

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

Развитие темы. Предыдущие статьи в № 4, 6 - 2018 г. и № 1, 3, 4-6 - 2020 г. № 3 2021 г.

Рассматриваются свойства бесконечных чисел, теория делимости, основная теорема арифметики, каноническое разложение.

Properties of infinite numbers, fundamental theorem of arithmetic and canonical decomposition are considered.

Ключевые слова: бесконечные числа, основная теорема арифметики.

Keywords: infinite numbers, fundamental theorem of arithmetic.

Рассмотрим затронутые ранее вопросы под другим углом зрения. Обратимся к бесконечным произведениям натуральных, в том числе, простых чисел (представляющих собой числа, записываемые в неограниченной форме). Ранее было показано, что простые можно неограниченное число раз перемножать с самими собой. Докажем методом математической индукции (ММИ), что такие бесконечные произведения можно также перемножать между собой и полученное произведение является натуральным числом. Для удобства договоримся об обозначениях. Для простоты бесконечное произведение, например, одного простого (натурального) числа p будем кратко обозначать двумя точками: $ppp\dots = p\dots$ (две нижних точки). Тогда базой доказательства будут два сомножителя, состоящие из k простых сомножителей ppr и m простых сомножителей qqq . Очевидно, их произведение есть натуральное ($pprqqq$ - база доказательства). Предположим, что каждый из наших сомножителей ppr и qqq домножается на n своих сомножителей ($k+n$) и ($m+n$) и полученное их произведение также является натуральным числом. Если на следующем шаге перейдем к $n+1$ дополнительному сомножителю, то необходимо доказать, что новое произведение также является натуральным. Для этого вынесем за скобки добавленные два сомножителя. Получим $(pprqqq\dots)rq$. По предположению на n -ом шаге то, что стоит в скобках, есть натуральное число, и все произведение, очевидно, также есть натуральное. Так как n произвольное, то произведение чисел в неограниченной форме записи $p\dots q\dots$ есть натуральное число. Аналогично, с помощью ММИ можно доказать утверждение для суммы и т.п.

Операция сложения в нашем случае дает некоторое число, которое записываем суммой: $p\dots + q\dots$, где $p\dots$ и $q\dots$ - бесконечные произведения простых чисел p и q . Здесь мы можем предположить, что сумма (и любое число) может быть представлена произведением множества двухточечных простых, т.е. сумма равна $p\dots + q\dots = r\dots s\dots t\dots$, где r, s, \dots, t - не равные друг другу простые числа (предполагаем $p\dots + q\dots = q\dots + p\dots$). Противоположным элементом у нас является $-p\dots$, т.е. $p\dots + (-p\dots) = 0$. Нуль, очевидно, играет при сложении роль нейтрального элемента. Единица ($1\dots$), очевидно, играет роль нейтрального элемента при композиции. Тогда для рассматриваемых бесконечных произведений выполняются по определению все арифметические операции. Получили кольцо (такой алгебраический объект). Причем, это кольцо изоморфно (т.е. очень похоже) на кольцо целых чисел (и другие). Мы можем использовать соответствие: числу n поставить в соответствие число $n\dots$. Не будем приводить свойства, верные для любых колец.

К рассматриваемому вопросу можно подойти и с другой стороны. Каждое натуральное число n по основной теореме арифметики может быть представлено как произведение простых множителей в соответствующих степенях. Это число n , умноженное само на себя неограниченное число раз, будет, как ранее доказано, натуральным и записываться рассмотренным произведением множества двухточечных простых. Сумма n (конечного) числа бесконечных слагаемых $a\dots + a\dots + \dots + a\dots$ записывается произведением $na\dots$. Например, $3\dots + 3\dots = 2 \cdot 3\dots$, но $3\dots + 3\dots = 3\dots$ и $n\dots \cdot n\dots = n\dots \cdot n\dots$.

Композицию $p\dots q\dots$ запишем как число $p\dots q\dots = r\dots$ (которое интуитивно есть натуральное $r = pq$, умноженное само на себя неограниченное число раз, обозначаемое двумя точками и представимое в неограниченной форме записи). В этом случае число $r\dots$ - "составное", а $p\dots$ и $q\dots$ - различные "делители" числа $r\dots$. Предположим, что $p\dots q\dots = q\dots p\dots = r\dots$ (коммутативность). Дистрибутивность от-

носительно сложения запишется так: $(p\dots + q\dots) \cdot r\dots = p\dots r\dots + q\dots r\dots$. Для рассматриваемых чисел можно определить "НОД". Например, для $a\dots = p\dots q\dots r\dots$ и $b\dots = q\dots r\dots s\dots$ (где p, q, r, s - простые) $\text{НОД}(a, b) = q\dots r\dots$. Правда, технически вычислить НОД произвольных двухточечных чисел трудно. Очевидно, что в рассматриваемом случае справедлива теоретико-числовая теорема о наименьшем делителе, представляющем собой простое число (с двумя точками). С некоторыми оговорками можно считать справедливой теорему о том, что каждое двухточечное число можно представить в виде композиции простых с двумя точками $a\dots = p\dots q\dots \dots r\dots \dots s\dots$, где p, q, \dots, r, \dots, s - простые числа натурального ряда. Эту теорему можно "объяснить" так, что натуральное (без точек и без степеней - свободное от квадратов) $a = p \cdot q \cdot \dots \cdot s$ умножается само на себя неограниченное число раз и приводит к результату. Более сложно доказать, что остаток от деления одного числа на другое есть $r\dots$ (возможно, $r\dots = 0$). Наконец, деление с остатком можно задать аксиоматически для любых рассматриваемых чисел ($a\dots = b\dots q\dots + r\dots$). Произведение обычного натурального на двухточечное трактуется как $2p\dots = p\dots + p\dots$, а произведение простого p на $p\dots$ будем записывать $pp\dots = p\dots$. Опустим далее для краткости две точки, подразумевая их в нужных местах.

Основная теорема для нашего случая доказывается методом математической индукции и гласит, что любое (двухточечное) число раскладывается "единственным" способом на простые множители, с точностью до бесконечного произведения (и порядка): $a = pq\dots r\dots$. Каноническое разложение в нашем случае некоторого натурального числа a также можно представить композицией $a = pq\dots r$, но произведение не содержит по договоренности никаких степеней (на самом деле все степени сомножителей бесконечные).

Введем далее более понятную форму записи бесконечных чисел и систему "счисления", основанную на простых числах с двумя точками. Базисные элементы системы являются простыми, начиная с 2 и далее. Тогда, исходя из изложенного, любое двухточечное будем записывать через простые, перемноженные неограниченное число раз: $3 = 1 \cdot 3 + 0$; $5 = 1 \cdot 5 + 0$; $6 = 1 \cdot 5 + 1$; $7 = 1 \cdot 7 + 0$; $14 = 2 \cdot 7 + 0$. Другими словами, получаем следующую форму записи наших чисел. Тройка с двумя точками записывается (десятичными) цифрами в виде $3 = 1^{\circ}00$. Нули указывают на отсутствие слагаемого с двухточечной двойкой (отсутствие соответствующего разряда) и единицы. Пятерка с двумя точками, в нашем случае, записывается в виде $5 = 1^{\circ}000$. Нули стоят у разрядов двойки, тройки, а также единицы. Для каждого двухточечного числа в каждом разряде стоят соответствующие коэффициенты - обычные цифры, не превосходящие цифровую запись соответствующего простого разряда. Так, для двухточечного числа $110\dots$ наша запись в системе будет иметь вид $10\ 00000$, т.е. $10\ 11$, а число 111 будет записываться $10^{\circ}00001$. Тогда сложение должно осуществляться "по модулю". Например, сумма $30000 + 40001$ будет равна 10001 , т.к. $3 + 4 = 7$. Умножение придется производить по частям: $30000 \cdot 40001 = 30000 \cdot 40000 + 30000 = 50000 + 30000 = 20000$ и т.д. **□**

(Продолжение следует.)

Литература

1. П.Г. Дирихле. Лекции по теории чисел. М.: Книга, 2014 г.
2. А.А. Бухштаб. Теория чисел. М.: Просвещение, 1966 г.
3. А.И. Касьян. Бесконечные числа // Двигатель № 1, 2020 г.
4. А.И. Касьян. Бесконечные числа // Двигатель № 3, 2020 г.
5. А.И. Касьян. Бесконечные числа // Двигатель № 4-6, 2020 г.
6. А.И. Касьян. Бесконечные числа // Двигатель № 3, 2021 г.

МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

МОЛЕКУЛЯРНАЯ АКУСТИКА

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

Проведен всесторонний анализ процессов молекулярной акустики и выявлен современный взгляд на эту проблему. Рассмотрены случаи представления данных процессов при идеальном и реальном подходах к их математическому описанию в соответствии с известными экспериментальными результатами. Получены новые теоретические результаты с привлечением кинетической теории Л. Больцмана, определяющие появление дисперсии и поглощение звука. Представлены рабочие формулы для расчетов основных параметров молекулярной акустики.

A comprehensive analysis of the processes of molecular acoustics has been carried out and a modern view of this problem has been revealed. The cases of representation of these processes with ideal and real approaches to their mathematical description in accordance with known experimental results are considered. New theoretical results have been obtained using L. Boltzmann's kinetic theory, which determine the appearance of dispersion and sound absorption. Working formulas for calculations of the main parameters of molecular acoustics are presented.

Ключевые слова: механика сплошных сред, молекулярная акустика, дисперсия, поглощение звука.

Keywords: continuum mechanics, molecular acoustics, dispersion, sound absorption.

Молекулярная акустика относится к разделу механики сплошных сред. Это наука, занимающая промежуточное положение между молекулярной физикой и акустикой. Собственно акустика - это динамика малых амплитуд. Ее основными величинами являются параметры, непосредственно связанные со строением вещества, которыми являются скорость распространения звуковых волн и их положение [1].

Несмотря на то, что акустика является одной из наиболее древних наук, задача установления связей между акустическими свойствами вещества и его структурой возникла только тогда, когда были открыты надежные способы возбуждения и приема ультразвуковых колебаний. Большинство исследований в области молекулярной акустики относятся к ультразвуковым частотам. Таким образом, молекулярная акустика - это прежде всего физика ультразвука.

История молекулярной акустики начинается с 1920 года, когда А. Млодзевским [2] было открыто, что в сухом воздухе при температуре 0 °С скорость звука равнялась 331,5 м/с и в диапазоне 10...30 кГц не зависит от частоты. Н. Неклепаев в 1911 году установил, что изменение интенсивности ультразвуковых колебаний с расстоянием между источником и приемником ультразвука хорошо описывается зависимостью $I = I_0 e^{-2\alpha x}$ [3], где I_0 - интенсивность в начальной точке, I - интенсивность на расстоянии x , α - амплитудный коэффициент поглощения. Лебедев П.Н. в 1845 году предположил, что при высоких звуковых частотах, когда длина волн становится сопоставимой с длиной свободного пробега молекул нельзя пользоваться уравнением механики сплошных сред [4]. Это утверждение справедливо при поглощении звука в газах на очень высоких частотах и пониженных давлениях.

Для многих задач приближение механики сплошных сред является обыкновенным подходом. Герцфельдом и Рейсом в 1928 г. было показано, что поглощение и дисперсия звука могут вызываться не только вязкостью и теплопроводностью, но ещё и процессом обмена энергии поступательного движения молекул с их внутренней энергией [5]. Рядом авторов с 1937 г. по 1939 г. были заложены основы феноменологической релаксационной теории, пригодной для описания многих неравновесных процессов во многих веществах. Эти работы составляют теоретическую основу современной молекулярной акустики.

Существо подхода к проблеме молекулярной акустики

Теория молекулярной акустики в настоящее время интенсивно развивается. Во многих странах происходят конференции и симпозиумы по молекулярной акустике. Классическая теория звука (акустическая теория) представляет собой один из разделов меха-

ники сплошных сред. Она основана на том, что исследуемый объём из макроскопических тел соизмерим с длиной звуковой волны и содержит все-таки достаточное число молекул, чтобы обладать свойствами континуума. Континуум - это, в соответствии с определением Л. Эйлера, такая объёмная часть вещества, в которой содержится достаточное количество молекул, чтобы обеспечить без потери физических свойств непрерывность (сплошность) и упругость минимального макроэлемента (континуума). Континуум - это минимальный макроэлемент (сплошной, текучий и упругий), который находится на границе перехода в молекулярную среду. На этот элемент действуют силы внутреннего напряжения, деформируя его в разных направлениях действия. Напряжения, возникающие внутри континуума, действуют как в нормальном (давление), так и в касательном (вязкое) направлениях. Совокупность всех элементов напряжений, которые характеризуются девятью компонентами, математически описываются тензором напряжений. Причем, напряжения возникают в элементе объёма деформации. Элементов деформации столько же, сколько и элементарных напряжений. Они также образуют тензор. Порядки тензора деформаций и тензора напряжений совпадают. Они оба являются тензорами второго порядка.

Основной характеристикой деформации является линейное смещение элементов объёма. Его производная по времени - это скорость деформации и является компонентом тензора деформации. Основное соотношение теории упругости - это реологическое уравнение, связывающее тензор деформаций с тензором напряжений. Акустика оперирует весьма малыми размерами деформаций. В этом её уникальность. Практически во всех случаях деформирования тел деформации оказываются малыми. Это означает, что изменение любого расстояния в теле оказывается малым по сравнению с самим расстоянием.

При деформировании расположения молекул меняется, и тело выходит из состояния равновесия, в котором оно находилось первоначально. В результате в нем возникают силы, стремящиеся вернуть его в состояние равновесия.

Как раз эти, возникающие при деформировании внутренние силы и называются внутренними напряжениями. Если деформация достаточно мала, то по прекращении действия вызывающих деформацию внешних сил тело возвращается в исходное состояние, такие деформации называются упругими. Если при больших деформациях остается некоторая деформация после снятия напряжений, то такие деформации называются пластическими.

При упругих деформациях тензор деформаций пропорционален тензору напряжений. И эти два тензора связывает коэффициент, который называется модулем упругости. Такая зависимость называется законом Гука. А коэффициент деформации (модуль) за-

висит от формы напряжения.

Так, для растяжения $\varepsilon = E \cdot \sigma$,

где: ε - линейная деформация, σ - напряжение, E - модуль упругости при растяжении.

Применительно к газообразным и жидким веществам постулируется, что деформация, то есть скорость перемещения эквивалента вещества, совпадает со скоростью потока.

Основы записи уравнения движения гидрогазодинамики взяты из законов деформации упругих тел. При этом реологические уравнения преобразуются в гидродинамические с учетом особенностей вещества. Составляя баланс внутренних напряжений и деформирующих сил, применительно к гидрогазодинамике, получаем уравнение Навье-Стокса в векторной форме:

$$\rho \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = (\lambda + 2\mu) \text{grad div } v + \mu \Delta v,$$

Где: u - линейная деформация;

v - абсолютная скорость потока;

λ и μ - коэффициенты Ламе.

При этом μ представляет собой модуль сдвига, а λ - пропорциональна сжимаемости и также объемный модуль.

Преобразование уравнения движения.

Гипотеза разделения

Если для анализа уравнения Навье-Стокса применить искусственный прием представления абсолютной скорости v векторной суммой v^1 и v^t , где v^1 безвихревое движение, а v^t - чисто сдвиговое, то можно воспользоваться векторными преобразованиями. Впервые, применяя к исходному уравнению движения (деформации) оператор rot , получаем новое уравнение:

$$\rho \frac{\partial^2 \text{rot } v^t}{\partial t^2} = \mu \Delta \text{rot } v^t.$$

Причем, так как $\text{div } v^t = 0$, то

$$\rho \frac{\partial^2 v^t}{\partial t^2} = \mu \Delta v^t.$$

А если к нему применить операцию дивергенция, то новое уравнение будет выглядеть так:

$$\rho \frac{\partial^2 v^1}{\partial t^2} = (\lambda + 2\mu) \Delta \text{div } v^1.$$

Полученная система:

$$\rho \frac{\partial^2 v^t}{\partial t^2} = \mu \Delta v^t;$$

$$\rho \frac{\partial^2 v^1}{\partial t^2} = (\lambda + 2\mu) \Delta v^1$$

имеет форму волновых уравнений.

Они описывают возмущения, распространяющиеся со скоростями:

$$c_t = \sqrt{\frac{\mu}{\rho}} \quad \text{и} \quad c_l = \sqrt{\frac{\lambda + 2\mu}{\rho}}.$$

Первая из этих волн называется сдвиговой или поперечной, а вторая - объемной или продольной. В общем виде оба уравнения имеют совершенно одинаковую волновую форму и могут быть заменены через эффективный модуль упругости:

$$\rho \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = E \Delta u.$$

Известно, что решение волнового уравнения может быть записано в общем виде:

$$u(x, t) = A e^{i(\omega t - kx)} + B e^{i(\omega t + kx)}.$$

Здесь A и B - комплексные амплитуды;

ω и k - частота колебаний и волновое число.

Вводя скорость звука c , можно переписать:

$$u(x, t) = A e^{i(\omega t - x/c)} + B e^{i(\omega t + x/c)}.$$

Здесь $c = \omega/k$ или $c = \sqrt{E/\rho}$.

Решение уравнения для реальных сред

Обычно дифференциальное уравнение для колебательной системы записывается в виде:

$$\ddot{x} + r\dot{x} + \omega^2 x = F(t).$$

Его решение находится в синусоидальной форме. При этом в явном виде (не комплексном) представляется амплитуда, частота и фаза.

Получение уравнения и решения для колебаний в различных средах является исходным инструментом для молекулярной акустики. Изложенная теория основана на предположении идеальности среды, на возможности применения механики сплошных сред и механики амплитуд. Одной из причин, ограничивающей применение изложенной теории является наличие неравновесных процессов. И пока их влияние невелико, термодинамические скорости звука остаются справедливыми, но появляется дополнительный неучтенный эффект - поглощение звука. Именно из-за малости поглощения звука возможно применение идеальной теории. Но с ростом частоты поглощение увеличивается. С ростом частоты, когда уменьшение амплитуды уже заметно на расстояниях порядка длины волны, появляется дисперсия. Поэтому формулы для скорости звука становятся неверными. Таким образом, необходимым условием их применимости является малость величины поглощения звука в расчете на длину волны.

Эти условия не являются достаточными, так как при их выполнении некоторые неравновесные процессы могут все же вызвать дисперсию (правда, малую). Достаточными условиями справедливости термодинамических формул следует считать отсутствие дисперсии на всех частотах - от самых низких вплоть до исследуемых в данном опыте.

На практике в подавляющем большинстве жидкостей и твердых тел в реальном допустимом диапазоне частот дисперсия не наблюдается. Для газов она может наблюдаться уже при достаточно низких частотах, порядка десятков и сотен килогерц.

Другой причиной ограничения применения термодинамической теории является то, что длина волн звука очень велика по сравнению с размерами молекулярных неоднородностей, и, прежде всего, с расстояниями между молекулами (в жидкостях и твердых телах) или со средней длиной свободного пробега молекул в газах: $\lambda \gg l$. Если длина волны сравнима с этими расстояниями, то представление о веществе как о единой среде совершенно неприменимо.

Перечисленные условия ограничивают область частот, при которых применяется акустика сплошных сред. Именно частота звука должна быть достаточно мала по сравнению с частотами межмолекулярных колебаний в жидкостях и газах или частотой соударений молекул в газах. Вопрос о граничных длинах волн может быть решен только строго в рамках молекулярно-кинетической теории распространения звука. Это удалось осуществить пока только в простейших случаях. Один из них - распространение колебаний в кристаллической решетке твердого тела. Установлено, что при частотах, близких к частотам межмолекулярных колебаний (10^{13} Гц) скорость звука начинает зависеть от теплоты, то есть возникает дисперсия: $c = f(\omega)$.

Появление дисперсии вследствие появления эффекта поглощения, либо соизмеримости характеристик длин λ и l , приводит к несостоятельности механики сплошных сред.

Влияние амплитуды

Третьей причиной, ограничения использования изложенных теоретических выводов является условие малости амплитуды колебаний. Это условие на практике выполняется достаточно хорошо, и нелинейность основных уравнений акустики непосредственно незаметна. Поэтому величина скорости звука практически не зависит от амплитуды. Однако если волна распространяется на большое расстояние от излучателя, то нелинейные эффекты накапливаются и становятся настолько большими, что первоначальная форма волны искажается, превращаясь в градиентную, или появляются внешние гармоники. Следует подчеркнуть, что на достаточ-

но большом расстоянии от излучателя они должны были бы наблюдаться при сколь угодно малых амплитудах, если бы поглощение звука, существующее в реальной среде, не препятствовало развитию деформации волны.

Создается ситуация, когда силы дисперсии начинают конкурировать с силами диссипации. Поэтому, третья причина, ограничивающая применение термодинамической кинетической теории, должна быть проанализирована с точки зрения возможности возникновения в системе солитонов. То есть ситуации равенства дисперсных и диссипативных сил. Таким образом, третья причина, ограничивающая применение классической термодинамической теории и категорическое использование молекулярно-кинетической - неоднозначна. При этом две первые причины сводятся к появлению эффекта дисперсии - эффекта зависимости скорости звука от частоты.

В силу низкого уровня продвинутой молекулярно-кинетической теории звука, учет особенностей, связанных с эффектом дисперсии, осуществляют экспериментальным путем. Реально скорость звука в настоящее время измеряют очень хорошо, с точностью 0,01 % и выше. Это дает возможность осуществить её пересчет и определить важные термодинамические параметры, например сжимаемость $\alpha = 1/(\rho c^2)$ и др.

Причины появления дисперсии

Рассмотрим первую причину появления дисперсии и поглощения звука. Привлечем для выводов соотношений кинетическую теорию Больцмана [6]. Правую часть уравнения Больцмана запишем по аналогии с приближением времени релаксации (BGK-model) [7], а само уравнение можно записать в следующем виде:

$$\frac{df}{dt} = \frac{f - f_0}{t_{\text{рел}}}$$

Вводя нормальную функцию насыщения [8]:

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

и поделив левую и правую части уравнения на плотность распределения, получим:

$$\frac{df}{dt} = -\frac{f - f_0}{t_{\text{рел}}}$$

где: $f = f_0 \cdot \psi(\xi)$.

Вводя безразмерное время $t_\sigma = 1/t_{\text{рел}}$, уравнение преобразуем к виду:

$$\frac{d \ln f}{dt_\sigma} = \frac{1}{\psi(\xi)} - 1.$$

Умножая левую и правую части уравнения на константу Больцмана K_B со знаком минус, получаем:

$$\frac{d(-K_B \ln f)}{dt_\sigma} = -K_B \left(\frac{1}{\psi(\xi)} - 1 \right).$$

В скобках слева замечаем статистическую энтропию s :

$$\frac{ds}{dt_\sigma} = -K_B \left(\frac{1}{\psi(\xi)} - 1 \right).$$

С учетом числа Авогадро и молекулярной массы, переписываем уравнение для термодинамической энтропии Клаузиуса относительно газовой постоянной s/R_μ :

$$\frac{d \frac{s}{R_\mu}}{dt_\sigma} = - \left(\frac{1}{\psi(\xi)} - 1 \right).$$

Далее раскрываем содержание функций ψ и записываем очевидное равенство:

$$\frac{d \left(-\frac{ST}{RMT} \right)}{d\xi} = - \left(\xi e^{\frac{1}{\xi}} - 1 \right) \text{ и } d \left(-\frac{ST}{RMT} \right) = \left(\xi e^{\frac{1}{\xi}} - 1 \right) d\xi,$$

где ST - связанная энергия, а RMT - большой потенциал.

Интеграл с верхним пределом по безразмерному времени дает зависимость безразмерной энтропии в виде:

$$-\left(\frac{ST}{RMT} - 1 \right) = -\xi + 1.$$

Находим связь времени релаксации с энтропией:

$$\frac{ST}{RMT} = \xi.$$

Последнее выражение с точностью до показателя адиабаты, является отношением энтропийной скорости Ξ к скорости звука c :

$$\frac{\Xi}{c} = \sqrt{\frac{\tau}{\tau_{\text{рел}}}}$$

Тогда дисперсия по определению выражается следующим образом:

$$1 - \frac{\Xi}{c} = 1 - \sqrt{\frac{\tau}{\tau_{\text{рел}}}}$$

$$\frac{\Delta c}{c} = \frac{c - \Xi}{c} = 1 - \sqrt{\frac{\tau}{\tau_{\text{рел}}}}$$

Считая, что τ есть обратная величина частоты звука ω_0 :

$$\frac{\Delta c}{c} = 1 - \frac{1}{\sqrt{\omega_0 \tau_{\text{рел}}}}$$

Последняя формула в первом приближении характеризует процесс поглощения энергии звуковых волн.

Вторая причина - соизмеримость длин волн (λ) и длин свободного пробега молекул (l) может быть математически сформулирована в виде: $\lambda \sim l$.

Выразим длину волны через скорость звука: $\lambda = c \cdot \tau$.

Длину свободного пробега возьмем как полноценное уравнение из молекулярной физики [9]:

$$l = \frac{1}{4\pi r_0^2 n_0}$$

где: r_0 - размер молекул;

n_0 - концентрация ($1/м^3$).

Концентрацию выразим через давление:

$$n_0 = \frac{p}{K_B T}$$

Далее, переходя к газовой постоянной, получаем:

$$n_0 = \frac{p N_A}{R_\mu T \mu} \text{ или } n_0 = \frac{p N_A}{c^2 T \mu}$$

В итоге:

$$l = \frac{c^2 \mu}{4\pi r_0^2 p N_A} = \frac{c^2 m_0}{4\pi r_0^2 \rho}$$

здесь m_0 - масса молекулы.

Сравнивая характеристики длин, получаем:

$$c\tau = \frac{c^2 m_0}{4\pi r_0^2 \rho}$$

Выражая ρ как $\rho = p R_\mu T = p c^2$, получаем:

$$c\tau = \frac{V_0}{4\pi r_0^2} \text{ или } c\tau = \frac{r_0}{3}$$

Если частота звука $\omega_0 \sim 3c/r_0$, то после подстановки значений $c \sim 1000$ м/с и $r_0 \sim 3 \cdot 10^{-10}$ м, получаем $\omega_0 \sim 10^{13}$ Гц.

Считается, что в условиях соизмеримости характерных длин, скорость звука начинает зависеть от частоты (появляется дисперсия), так как эта соизмеримость также предполагает соизмеримость звуковых частот и межмолекулярных колебаний.

Влияние вязкости

Поглощение звука может происходить в вязкой среде. Звуковая волна по мере удаления от источника постепенно уменьшает свою амплитуду. Такое явление называют затуханием звука в среде или поглощением звука средой. Одной из главных причин рассеивания энергии звука является внутреннее трение в веществе или вязкость. Техника определения затухания звука из-за вязкости основывается на анализе реологических уравнений состояния. При этом решаются все уравнения сохранения одновременно. Это гидродинамическая система уравнений. Не углубляясь в громоздкое изложение преобразований этой системы [10], отметим, что результатом их является нахождение формулы для расчета скорости звука с учетом нахождения энергии звука.

Конечная скорость записывается как производная идеальной скорости, умноженной на коэффициент поглощения:

$$c = \alpha \sqrt{\frac{E}{\rho}}$$

Величина коэффициента α зависит от вязкости и упругости среды. Наиболее интересен случай, когда вязкие силы играют малую роль по сравнению с упругими:

$$\frac{\omega_0 n}{E} \ll 1.$$

В этом случае коэффициент поглощения вычисляется также просто:

$$\alpha = \frac{\omega_0 n}{2\rho c^3}.$$

Другой предельный случай преобладания вязких напряжений встречается при распространении сдвиговых волн в жидкостях и газах. Считая $\omega n \gg E$ получаем:

$$c = \sqrt{\frac{2\omega n}{\rho}}, \quad \alpha = \sqrt{\frac{\omega \rho}{2n}} \quad \text{и} \quad \alpha \cdot \lambda = 2\pi.$$

Из последнего уравнения видно, что волна практически полностью затухает уже на расстояниях, малых по сравнению с длиной волны.

Энергетический коэффициент поглощения записывается в виде знака уменьшения интенсивности звука с расстоянием.

$$I(x) = I_0 e^{-\alpha x},$$

где I_0 - интенсивность звука вблизи источника.

Поглощение звука может вызываться не только вязкостью, но и теплопроводностью - другой диссипативной причиной. **П**

Литература

1. И.Г. Михайлов, В.А. Соловьев и Ю.П. Сырников. Основы молекулярной акустики // М.Наука, 1964 г.
2. А. Млодзеевский. Измерение скорости звука для тонов от 10000 до 33000 колебаний в секунду // ЖРФХО, 42, 100, 1910 г.
3. Н. Неклепаев. Исследование поглощения коротких акустических волн в воздухе // ЖРФХО, 42, 100, 1910 г.
4. П.Н. Лебедев. Предельная величина коротких акустических волн в воздухе // ЖРФХО, 42, 108, 1911 г.
5. K.F. Herzfeld, F.O. Rice. Dispersion and absorption of high frequency sound waves, Phys. Rev., 31, 691, 1928.
6. Л. Больцман. Лекции по теории газов // Изд. Техничко - теоретической литературы, 1956 г.
7. Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность. Кинетическое уравнение Больцмана // Двигатель №1-2, 2021 г.
8. Н.Ю. Кочетков. Разработка и верификация метода и программы расчета внутрибаллистических характеристик двигателей твердого топлива с двухсоставными зарядами для перспективных летательных аппаратов // Космонавтика и ракетостроение № 1, 2010 г.
9. И.К. Кикоин (редакция). Таблицы физических величин // М. Атомиздат, 1976 г.
10. М. Рейнер. Десять лекций по теоретической реологии // Гостехиздат, 1947 г.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com



МИХАИЛ ЛЕОНИДОВИЧ КУРАНОВ

26 июня 2021 года на 75 году жизни ушел из жизни высококлассный специалист по РДТТ Михаил Леонидович Куранов - человек, который всегда был на пике научных проблем и решал их всегда нетрадиционным, характерным только ему оригинальным способом.

Михаил Леонидович, будучи выпускником МФТИ, активно "влезал" в конструкцию, организовывал эксперименты и непосредственно участвовал в их проведении.

Он работал тихо и ненавязчиво, но всегда был востребован, так как найденные им решения задач и проблем, всегда были актуальны и востребованы на практике.

Его диссертация на звание кандидата технических наук по определению двухфазных потоков в 80-х годах прошлого века была крайне своевременна. Она дала в руки конструкторов инструмент, с помощью которого стал возможным переход на перспективные углерод-углеродные композиции. В дальнейшем по его рекомендациям изготавливались сверхлегкие и сверхпрочные сопловые насадки из УУКМ.

Михаил Леонидович много сил приложил в изучение одной из основных проблем газовой динамики РДТТ - двухфазность, в которой он разобрался до мельчайших подробностей. Им была создана совершенно новая теория горения конденсированных частиц и выявлено два механизма горения, блестяще подтвержденные в дальнейшими экспериментами с отборами продуктов сгорания.

Его деятельность не ограничивалась чистой наукой. Он много общался со специалистами КБ отрасли и принимал активное участие в экспертных советах по РДТТ, где им, например, была выдвину-

та оригинальная идея по методике уточнения потерь удельного импульса тяги и экспериментально подтверждена составляющая потеря на химическое неравновесие. В дальнейшем эта уникальная методика была принята и для учёта потерь в ЖРД.

Михаил Леонидович оставил свой след и в вычислительной газодинамике разработав программу расчета движения частиц в газовом потоке. Это позволило понять проблему разрушения углеродных материалов под воздействием конденсированной фазы, а затем определять лидирующую линию газового потока, вызывающую разрушение сопла в процессе работы РДТТ, и корректировать контур сопла.

В последнее время Михаил Леонидович много работал на перспективу и занимался компоновочными схемами и энергетикой новых топлив. Он активно участвовал в разработке больших математических моделей - созданием цифровых двойников. Это направление определяло комплексный подход к теоретическому изучению внутрибаллистических характеристик, энергетике, дисперсности конденсированной фазы, теплообмена и интегральных характеристик РДТТ.

Мы помним его доброту, заразительную жизнерадостность, золотые руки. Афоризмы Михаила Леонидовича стали частью нашей культуры. В его душе находилось место для всего: для семьи и для коллег, для путешествий, для театра и литературы, для рукоделия и дачного зодчества. А созданные при его участии изделия боевой ракетной техники обеспечивают сохранность мирного неба над нами.

Горькая, безвозвратная потеря заставляет склонить головы его коллег, много лет плодотворно проработавших рядом с этим замечательным человеком. Все мы выражаем глубокую скорбь и сочувствие родным и близким Михаила Леонидовича.

Светлая ему память.

ТАНКИ ОТ И ДО

Олег Никитич Брилёв,

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

(Продолжение. Начало в 6-2014 - 3-2021)



Ведущие танковые державы оснащали бронемашинами собственных разработок как свои армии, так и продавали их тем, кто не мог их делать, но нуждался в них. Некоторые из нуждающихся захотели присоединиться к компании танкостроителей при наличии, естественно, кадров и финансов. Такое желание у некоторых военных и промышленников возникло на рубеже 60-70 гг. прошлого века в результате понимания того, что приобретаемые танки не вполне соответствуют их взглядам на ведение боевых действий и применению танков своими армиями на своих территориях.

Английский "Charioteer"



Когда мировые танкостроители приступили к работам над танками второго послевоенного поколения в войсках родины вальса - Австрии - на вооружении стояло полсотни английских танков Charioteer (серийные "Кромвели" с новой 84-мм танковой пушкой "Ordnance QF 20 pounder" и облегчённой двухместной башней), полторы сотни американских "Паттонов" М47, порядка 70 французских АМХ-13 и столько же американских М24 и М41.

Самые старые танки ("Charioteer" и М24) были списаны, а более современные АМХ-13 попытались модернизировать путём установки более мощной французской 105-мм пушки CN-105-57. Однако в башню FL-10 эту пушку установить не удалось (напомним, что для реализации этой задумки чуть позже французские конструкторы разработали новую башню - FL-12).

Поэтому в 1963 году вооружённые силы Австрии заказали фирме Sauger-Werke (в 1970 году стала частью концерна Steyr-Daimler-Puch) новый лёгкий танк, для которого, так как австрийцы до этого момента танки не создавали, было подписано в 1965 году лицензионное соглашение с французами на производство башни FL-12.

Для облегчения работы конструкторы взяли за основу шасси гусеничного бронетранспортера 4К4ФА, но изменили его компоновку перенесли из передней части корпуса в кормовую двигатель с коробкой передач. Через четыре года (в 1967 г.) изготовили первый прототип танка, в котором на переделанное шасси БТР поставили башню FL-10, и отправили его на испытания под обозначением 4КН6ФА-FL10. Через два года был изготовлен второй прототип с несколько укороченным корпусом и новой башней FL-12.

Проведённые испытания показали, что танк соответствует требованиям военных, его приняли на вооружение под обозначением JagdPanzer K (SK-105 "Kurassier"), т.е. его считали не танком, а истребителем танков. Изготовление установочной партии из пяти машин было начато в 1971 году, а первые машины начали поставяться в армию с 1972 года.

Как уже упоминалось, взяв за основу БТР 4К4ФА, конструкторы переделали его компоновку под классическую танковую.

Сварной корпус из стальных броневых листов имел только 20-мм толщину лобовых и кормовых деталей, 14-мм толщину бортов и 8-мм верх. Башня тоже была сварная, но из литых деталей: лоб имел 40-мм толщину, борта были 20-мм толщины, а верх был 10-мм.

Место водителя-механика находилось в отделении управления слева, а справа от него были аккумуляторные батареи и боеприпасы.

SK-105 - башня предсерийного образца



На первых серийных машинах были установлены импортированные из Франции качающейся башни FL-120S, а затем был налажен их лицензионный выпуск под индексом JT 1 на одном из заводов концерна Voest Alpine, причём, воспользовавшись наличием лицензии в конструкции башни, в неё были внесены необходимые изменения.

Наведения может осуществляться как наводчиком, так и командиром с помощью гидравлических систем или посредством ручного привода. Башня имела круговое вращение, а вот углы вертикальной наводки были сравнительно небольшими: от - 6 до +13°. На первых машинах стабилизатор вооружения не устанавливался.

В башне была установлена 105-мм нарезная пушка G1, являющееся лицензионным вариантом французской пушки CN-105-57, с двухкамерным дульным тормозом и теплоизоляционным кожухом, но без эжектора.

Его функцию по удалению пороховых газов из канала ствола после выстрела выполнял вентилятор.

В башне установлен автомат заряжания с двумя магазинами барабанного типа. В каждом барабане по шесть выстрелов. Стреляная гильза выбрасывалась через специальный люк в корме башни, что уменьшало загазованность боевого отделения. Все 12 снарядов можно выпустить за одну минуту, но затем танк вынужден выходить из боя, так как для перезарядки магазинов необходим выход членов экипажа из танка. Для перезарядки барабанов в отделении управления находилось ещё 20 выстрелов (первоначально общий боекомплект танка составлял 32 выстрела).

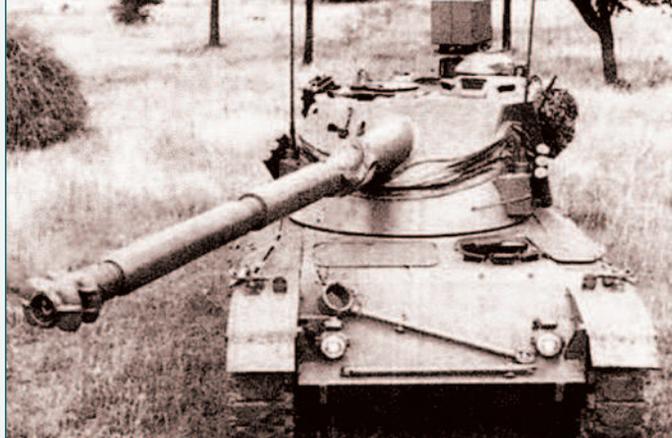
Первоначально основным типом боеприпаса для пушки являлся кумулятивный снаряд, масса которого составляла 17,3 кг, а начальная скорость - 800 м/с. Этот снаряд мог пробить на максимальной прицельной дальности (2700 м)

360-мм стальную броневую плиту по нормали или 150-мм плиту, установленную под углом 65°. Была возможность использовать также осколочно-фугасные снаряды (масса - 18,5 кг, начальная скорость - 700 м/с), однако они практического применения не нашли.

Вспомогательное вооружение состояло из спаренный с пушкой 7,62-мм пулемёта MG 74 (боекомплект - 2000 патронов). На командирской башенке может устанавливаться второй такой же пулемёт либо 12,7-мм пулемёт М2НВ.

В башне расположены рабочие места командира танка и наводчика. Командир мог осуществлять прицеливание используя центральный перископ с 7,5-кратным увеличением, а наводчик - телескопический прицел с 8-кратным увеличением. Так как верхняя качающаяся часть башни жестко связана с орудием и приборами наблюдения и прицеливания, ведение огня из пушки и пулемета осуществлялось как наводчиком, так и командиром, поскольку у обоих установлены одинаковые механизмы наведения. Дальность до цели измерялась лазерным дальномером TCV29. Его установили на крыше в бронированном кожухе с бронезаслонкой. На крыше башни на кожухе лазерного дальномера также в бронекжухе установлен прожектор инфракрасного и белого света XSW-30-U мощностью 950 Вт.

SK-105



Первые машины оборудовались шестичилиндровым дизелем Steyr 6FA жидкостного охлаждения и турбонаддувом мощностью 300 л.с. В трансмиссию входили: шестиступенчатая механическая коробка передач, механизм поворота дифференциального типа с гидрообъемной передачей в приводе и два одноступенчатых бортовых редуктора.

В ходовой части по каждому борту применены пять опорных катков с торсионной подвеской и три поддерживающих ролика, заднее ведущее колесо и переднее направляющее. На первом и пятом катках установлены гидравлические амортизаторы. Так как Австрия страна горная, то на гусеницах для обеспечения движения по льду и снегу была предусмотрена установка стальных шпор.

Благодаря высокой удельной мощности у SK-105 достаточно высокая подвижность: он способен преодолевать подъёмы крутизной до 35 градусов, и передвигаться по пересеченной холмистой местности на высокой скорости.

Подъём SK-105 по склону холма



Не обошлось и без модернизации, причём первая была осуществлена практически сразу после начала серийного производства. Во-первых, на танк установили новый двигатель 7FA мощностью 320 л.с., а механическая коробка передач была заменена автоматической ZF 6 HP 600 с гидротрансформатором и блокировочным фрикционом. Во-вторых, существенно усовершенствована система управления огнём: введён цифровой баллистический вычислитель; установлены датчик угла наклона цапф пушки и пассивные ночные прицелы у командира и наводчика, что позволило отказаться от инфракрасного прожектора. Этот вариант танка получил обозначение как SK-105A1 (JaPz K A1).

SK-105A1 - крышка пассивного ИК-прицела наводчика открыта



Экспериментальный SK-105. Вместо инфракрасных прожектора и прицела установлена телекамера



В ходе второго этапа модернизации была установлена новая система управления огнём израильской фирмы Elbit Systems Ltd, в состав которой была включена тепловизионная камера. Информация со всех датчиков в автоматическом (например от лазерного дальномера и тип применяемого боеприпаса) и ручном режимах (например, данные о ветре и атмосферном давлении) поступала в компьютер, который обрабатывал её и выдавал данные для стрельбы. И, наконец, удалось реализовать идею стабилизации качающейся части башни в вертикальной плоскости, которую раньше не могли исполнить из-за отсутствия стабилизатора орудия достаточной мощности. Теперь же удалось обеспечить качение не только пушки с автоматом заряжания, но и всей верхней части башни вместе с рабочими местами и самими командиром и наводчиком. Танк этой модификации получил обозначение SK-105A2 (JaPz K A2). Внешним признаком данной модификации может служить изменённая форма дульного тормоза:

двухкамерный тормоз был заменён однокамерным новой формы.

SK-105A2



Если проанализировать снимки танков SK-105, то можно заметить, что на танках был разный состав оборудования, например, пушка от варианта A2, а на танке система управления огнём ещё с ИК-прожектором, т.е. не установлена не только тепловизионная камера, но и пассивные ночные прицелы у командира и наводчика, как это было сделано на варианте A1. Связано это было, видимо, с возможными ограничениями в финансировании.

SK-105A2 с ИК-прожектором слева от пушки



До уровня A1 были доведены 170 танков, а с 1998 года по 2000 год на заводах концерна Steyr-Daimler-Puch было модернизировано 120 австрийских SK-105 до уровня A2. Из выпущенных без малого 700 танков SK-105 в австрийскую армию было поставлено 285 машин (133 SK-105A1 и 152 SK-105A2, как изначально изготовленных на заводе, так и модернизированных). Остальные машины были проданы для вооружения армий других стран.

В 80-х годах были предприняты ещё несколько попыток повышения огневой мощи танка и его подвижности. Подвижность можно было улучшить повышением мощности двигателя, которую довели до 365 л.с.; этот двигатель получил новый индекс - 9FA.

А повышение огневой мощности попытались осуществить путём введения в боекомплект французского бронебойного подкалиберного снаряда OFL105G1 массой 3,14 кг. Его сердечник массой 1,84 кг на выходе из канала ствола имел начальную скорость 1460 м/с и по бронепробиваемости существенно превосходил кумулятивный снаряд (стандартную мишень НАТО трехслойного типа этот сердечник пробивал на дальности до 1,2 км, а монолитную мишень - на дальности до 1,2 км. Такая способность этого варианта БПС была привлекательной для включения его в боекомплект танка. Однако для обеспечения стрельбы этими снарядами пришлось дорабатывать как само орудие, так и автомат заряжания. Причина была в том, что этот снаряд длиннее штатных выстрелов и для его применения требовалась переделка башни по типу французской FL-15. Такая доработка была сделана на одной машине, были проведены испытания, подтвердившие эффективность применения этого снаряда.

Опытный SK-105 для испытаний подкалиберного снаряда



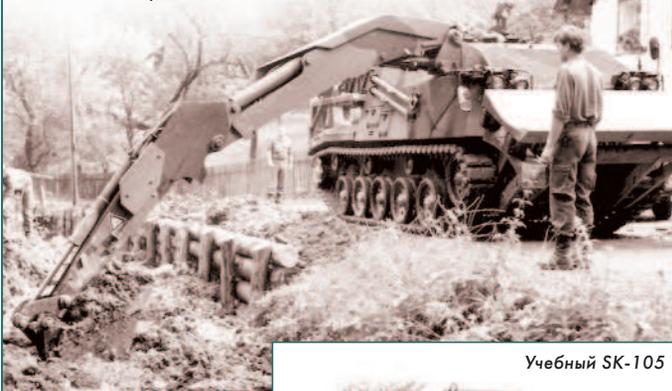
Заказ на эту работу хотел получить концерн Steyr-Daimler-Puch, но командование австрийской армии от такой переделки отказалось. Кроме того, была разработана дополнительная 35-мм бронезащита для установки на лобовую часть башни, которая обеспечивала защиту лобовой части от 35-мм подкалиберных боеприпасов. На базе SK-105 было создано несколько вспомогательных машин. В первую очередь, это бронированная ремонтно-эвакуационная машина "ARV Greif" (4KH7FA-FA), серийное производство которой было начато в 1976 году. Машина имеет ходовую часть от SK-105A1, но вместо башни установлена броневая рубка с краном грузоподъемностью 6 тонн и максимальным вылетом 3,9 м. Кран может поворачиваться в секторе 234°. Над моторным отделением смонтирован кузов, впереди установлен бульдозерный отвал, который используется и в качестве упора для лебедки с 95 метровым тросом и тяговым усилием в 20 тс. Масса "ARV Greif" составила 19,8 тонн, в экипаже шесть человек, на вооружении находится один 12,7-мм пулемет M2HB и 1500 патронов к нему.

"ARV Greif" (4KH7FA-FA)



И уже на базе "ARV Greif" для австрийской армии был разработан инженерный танк "4KH7FA-Pi", у которого используется бульдозерный отвал другой конструкции, установлена лебедка с тягой всего 8 тс, а вместо крана установлен гидравлический экскаватор. Возможна работа экскаватора с ковшом как с прямым, так и обратным направлением лопаты. Машина имеет массу 19 тонн, в экипаже четыре человека, а на вооружении тот же самый пулемет M2HB.

SK-105 Инженерная машина 4KH7FA-Pi



Учебный SK-105

Кроме этих модификаций, каждый SK-105 за два часа может быть переделан в машину-тренажер для подготовки механиков-водителей. Для этого вместо башни устанавливается специальная рубка.



Всего было изготовлено чуть более 70 БРЭМ и несколько десятков инженерных машин, из которых все инженерные машины и 50 БРЭМ было направлено в австрийские войска. Несмотря на то, что SK-105 был первым танком австрийских конструкторов, он почти сразу нашёл зарубежных покупателей. На экспорт поставлялись танки SK-105A1 и A2, естественно, с незначительными отличиями. Первым зарубежным покупателем SK-105 стал Тунис, заказавший в 1975 году 54 танка. За ним последовало Марокко, купившее 111 боевых машин и 11 БРЭМ. Ещё одним покупателем стала армия Боливии, которая, начиная с 1979 года, получила 36 SK-105A1, 18 SK-105A2 и две БРЭМ. 52 SK-105 закупила Ботсвана, в которую танки начали поставляться с 1997 года. В Аргентину было поставлено 120 SK-105 разных модификаций и 6 БРЭМ. Последним по времени покупателем этих танков стала морская пехота Бразилии - в 2001 году она получила 17 танков SK-105A2S (этот вариант отличается усиленным бронированием башни и наличием турельного 12,7-мм пулемёта) и одну БРЭМ. Практически во всех этих странах SK-105 до сих пор стоят на вооружении.

SK-105 армии Аргентины



SK-105A2S армии Бразилии

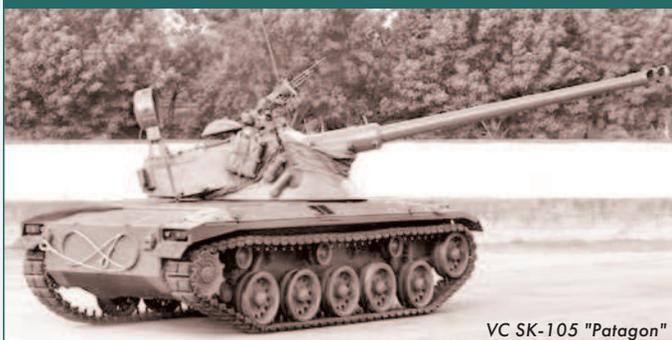


Самая серьёзная модернизация SK-105 была предпринята во второй половине 80-х годов, когда французскую пушку заменили на американскую M68. При этом башня была существенно переделана, но осталась качающейся. Все оборудование танка получило электрический привод с сохранением ручного управления на случай аварии. На танк установили дизель Steyr "9FA" мощностью 365 л.с. Также установили дополнительную защиту на лоб корпуса, что привело к увеличению массы танка, которая превысила 20 тонн. Эта модификация получила индекс A3, но она не нашла положительного отклика ни у командования собственной армии, ни у потенциальных зарубежных покупателей.

SK-105A3



Но была ещё одна попытка модернизировать австрийский SK-105. За это дело взялись аргентинцы, у которых на вооружении были танки SK-105 первых серий и французские AMX-13 последних модификаций. Вот у них появилась идея (воплощённая в программе "Патагон") на шасси SK-105 с более мощным дизелем (на AMX-13 стоял бензиновый двигатель) установить башню FL-12 от списываемых AMX-13, пушка которых могла стрелять подкалиберными снарядами с отделяющимся поддоном (APDS).



VC SK-105 "Patagon"

Первый прототип по этой программе был готов в 2005 году. К 2008 году изготовили ещё четыре машины, после чего, хотя была предусмотрена доработка около 40 машин, программа была закрыта. Эта попытка, видимо, была последней в использовании качающихся башен на танках. Хотя на просторах Интернета ходит байка о ещё одной попытке применения

качающихся башен, на этот раз на танках Т-34-85, которых после вывода советских войск из Австрии осталось некоторое количество, а своего танка пока ещё не было. По версии авторов этой легенды была предпринята попытка установки французской башни на шасси от Т-34.



Так мог выглядеть Т-34-105

Однако, вернёмся в Южную Америку, в Аргентину, которая не была в числе стран-танкостроителей, но имела танковые войска, вооружённые американскими М4 "Sherman" различных модификаций. В конце 70-х годов из 450 машин М4 было модернизировано 250. На них установили новый французский дизель мощностью 520 л.с., а 76-мм пушку заменили на 105-мм орудие французской разработки, но изготавливаемую в Аргентине по лицензии.



Модернизированные М4 "Sherman"

Военные посчитали это недостаточным для укрепления танковых подразделений и попытались закупить новые танки в США, но там им предложили М-41, которые были практически аналогичны недавно закупленным французским АМХ-13. А так как начата в 1973 году работа над собственной конструкцией шла с большим трудом (сказывалось отсутствие опыта подобной работы), было принято решение найти зарубежного разработчика. Им в конце концов оказалась германская фирма Thyssen-Henschel. Министерство обороны Аргентины утвердило требования к танку: масса не выше 30 т, пушка калибра 105 мм, скорость 70 км/ч и запас хода 500 км. Контрактом предусматривалась сборка танков на территории заказчика как из немецких комплектующих (двигатель, КПП и т.п.), так и производимых в Аргентине по лицензии (например, пушку). Конструкторы из Thyssen-Henschel для выполнения требования заказчика не стали долго думать, да и времени особенно не было, просто взяли за основу конструкторские идеи немецкой БМП "Мардер", у которой моторно-трансмиссионное отделение располагалось впереди и обеспечивало дополнительную защиту боевого отделения. Слева от двигателя сохранили место механика-водителя. В средней части (со сдвигом к корме) установили трехместную сварную башню: наводчик и командир находились справа от пушки, а заряжающий - слева. В кормовой части корпуса установили люк для выхода экипажа и заправки боекомплекта, там же находилась система охлаждения двигателя.

Было решено корпус и башню сварить из стальных броневых листов. Для выполнения требования по массе лобовую броню проектируемого танка сделали такой, что бы она выдерживала огонь пушек калибром до 40 мм.

Со всех других сторон танк имел только противопульную броню.

Борта корпуса и ходовую часть дополнительно защитили стальными противокумулятивными экранами. В итоге массу танка почти удалось уложить в прописанные в техническом задании 30 тонн (30,5 т).

Наклонный броневой лист над МТО сделали поднимающимся для обеспечения доступа к агрегатам силовой установки и трансмиссии. Двигатель - дизель МТУ МВ-883 Ка500 мощностью 720 л.с. разогнал танк на шоссе до 75 км/ч. Запаса топлива хватало на 550 км.

Первые образцы танка вооружались 105-мм нарезной пушкой фирмы "Рейнметалл", стабилизированной в двух плоскостях, и оснащались оптическим дальномером, нестабилизированным панорамным прицелом командира, ночными подсветочными приборами. Пушка имеет углы вертикальной наводки от -7 до +18°. В ходе модернизации на танк начали устанавливать пушки аргентинского производства с термозащитным чехлом и усовершенствованные стабилизированные прицелы наводчика и командира, лазерный дальномер, низкоуровневые телевизионные ночные приборы.

Боекомплект пушки состоял из 50 выстрелов, из которых 20 были расположены в башне, а остальные внутри корпуса. Дополнительное вооружение состояло из двух 7,62-мм пулемётов с боезапасом в 6000 патронов. Один пулемёт был спарен с пушкой, а другой находился сверху башни и мог выполнять функцию зенитного.

Первые три танка под названием ТАМ (Tanque Argentino Mediano - аргентинский средний танк) были собраны в ФРГ в 1976 г., вторая опытная

парти в декабре 1977 г. была собрана уже в Аргентине на новой производственной линии завода "Генерал Сан Мартин". Там же с 1979 года началось серийное производство танка, а затем и машин на его шасси.

Танк ТАМ



Армия Аргентины планировала закупить 350 танков ТАМ, однако из-за нехватки средств в 1985 году было принято решение о приостановлении производства: к этому моменту успели собрать 230 машин.

Танки ТАМ на учениях аргентинской армии



На базе танка было сделано несколько боевых машин. Первой из них была боевая машина пехоты, получившую название ВСТР. Её проектирование началось практически одновременно с танком и основывалось на той же самой немецкой БМП "Мардер". В результате проектируемая БМП имела много унифицированных элементов в конструкции и оборудовании с танком ТАМ. В БМП было десантное отделение на 10 бойцов, которые заходили и покидали машину через опускаемую рампу в корме машины.

БМП ВСТР



Вместо башни со 105-мм пушкой была установлена небольшая башня с 20-мм скорострельной пушкой Rh-202 и 7,62-мм зенитным пулемётом. Дополнительное вооружение БМП состоит из дистанционно управляемого 7,62-мм пулемета, установленного на крыше десантного отделения.

Боекомплект пушки - 400 выстрелов, из них 325 выстрелов с осколочными снарядами и 75 - с бронебойными подкалиберными. В экипаже три человека: в башне справа от пушки размещается наводчик, слева - командир машины, ну а водитель на прежнем месте в отделении управления.

Масса БМП стала на 2,5 тонны меньше, а двигатель и трансмиссия остались прежними, поэтому скорость осталась прежней, а пробег немного увеличился. БМП ВСТР было построено немногим более 100 штук, и все они до сих пор стоят на вооружении.

БМП ВСТР



Несколько позднее на базе танка TAM была разработана 155-мм САУ VCA.

При этом, естественно, потребовались более серьезные переделки: была увеличена длина корпуса и установлен дополнительный каток. Всё это было необходимо для размещения новой башни с итальянской 155-мм гаубицей L39 и боекомплектом в 30 выстрелов. Максимальная дальность стрельбы из этой пушки составляла 30 км. В башне установлен автомат заряжания для применения всех 155-мм боеприпасов НАТО для подобных артистем. Экипаж машины состоял из 5 человек. Дополнительное вооружение состояло из одного зенитного пулемёта, но это мог быть пулемёт либо калибра 7,62 мм, либо - 12,7 мм. Так как масса САУ достигла 40 тонн (несмотря на применение в некоторых местах алюминиевой брони), а двигатель остался прежним, то её максимальная скорость уменьшилась до 60 км/ч. Всего построили 17 САУ VCA, и все они до сих пор стоят на вооружении аргентинской армии.



CAU VCA

Ещё одной боевой машиной, созданной на шасси танка TAM, была самоходная пусковая установка реактивной системы залпового огня (РСЗО) VCLC-CAL. Предложение по созданию установки поступило от израильской фирмы Israeli Military Industries, которая ранее разработала РСЗО LAR-160. Конструирование - объединение танкового шасси и пусковой установки - было поручено аргентинской фирме TAMSE. Конструкция пусковой установки РСЗО VCLC-CAL отличалась от танка TAM тем, что на погоне танковой башни устанавливалась поворотная рама, на которой размещались два пакета направляющих. Рама наводилась в вертикальной плоскости в диапазоне от 0 до 45°, а в горизонтальной плоскости имела круговое вращение.

РСЗО VCLC-CAL



В каждой раме было по 18 трубчатых направляющих, изготовленных из стеклопластика, которые после боевого применения повторно не использовались. Снаряжение пакетов реактивными снарядами должно было осуществляться на заводе-изготовителе, после чего пакеты герметизировались и в таком положении могли храниться в течение 15 лет. После пуска всех снарядов с помощью специального крана выполняется замена пакетов, на что требуется до 10 минут.



Установка нового пакета

Пакеты могли снаряжаться 160-мм неуправляемыми реактивными снарядами МК I с осколочно-фугасной боевой частью и МК II с осколочно-фугасной или кассетной боевой частью. Максимальная дальность полёта реактивных снарядов составляет 45 км, а минимальная - 12 км. В качестве оборонительного оружия на машине установлен один 7,62-мм пулемёт, который может применяться также и в качестве зенитного. Экипаж пусковой установки РСЗО составляет три человека. Было изготовлено два опытных образца, и в дальнейшем от использования танкового шасси для реактивных систем залпового огня отказались. Модернизация танка TAM была продолжена уже в XXI веке, и к этой теме можно будет вернуться позднее.

Израиль не имел танков и танковых войск до тех пор, пока перед войной 1956 года из Франции была поставлена небольшая партия легких танков AMX-13 с 75-мм пушками, а из США танки времен второй мировой войны M4 "Шерман". После этой войны была разработана программа строительства вооруженных сил, в соответствии с которой танковые войска становились ядром сухопутных войск. Для увеличения танкового парка в Великобритании были закуплены танки "Центурион" (1000 единиц), в США танки M48 и позже M60 различных модификаций. После арабо-израильской войны 1967 года в танковом парке Израиля появилось свыше 500 трофейных танков T-54, T-55 и T-62 советского производства.

Для поддержания в боевой готовности столь разнотипного парка командование израильской армии приступило к модернизации танков для поднятия уровня боевых и технических характеристик старых танков до современных требований с одновременной унификацией танков разных конструкций между собой.

Проведение работ по глубокой и целенаправленной модернизации потребовало значительных вложений в промышленность и позволило не только накопить конструкторский и производственный опыт, но и создать предпосылки для разработки собственного танка, в наибольшей степени отвечающего специфическим условиям Ближневосточного театра военных действий и требованиям израильской армии. В 1970-х годах эти работы были закончены, но в полной мере модернизированные танки не удовлетворяли требованиям израильского военного командования, у которого, естественно, было желание иметь в войсках более современные танки.

После того, как в 1970 году англичане отказались продать израильтянам танки "Чифтен Mk 1", было принято решение о создании собственного танка.

В проектировании и изготовлении новой машины участвовали как израильские организации, так и зарубежные фирмы и специалисты. Мера эта была вынужденной, так как для производства танков израильская промышленность не производила крупные литые детали корпуса и башни, катаные броневые плиты, а также двигатель, трансмиссию и много чего другого.

В составлении ТЗ на собственный танк (как и на применение танков в боевых действиях) принял участие бывший танкист Исраэль Таль (командир танковой бригады на войне 1956 г., командир бронетанковой дивизии на войне 1956 г., командующий фронтом на войне 1973 г.).

Проведя анализ боевых действий всех этих войн, он пришел к выводу, что все существующие на тот момент основные боевые танки (ОБТ) других стран не полностью подходят для израильской армии. Нужна была новая машина, характеристики которой в большей мере соответствовали характеру театра военных действий и израильской оборонной доктрине.

При создании нового танка основной упор делался на его огневую мощь, маневренность и, главное, на защищенность экипажа. Даже после поражения машины танкисты должны были оставаться в живых.

Для удовлетворения этого требования необходимо было увеличивать толщину брони и, соответственно, наращивать массу танка и его габариты.

Но для применения танка на собственном театре боевых действий такие ограничения отсутствуют: нет рек и мостов, нет и разветвленной сети железных дорог (менее 700 км), которые, к тому же, не имеют продолжения и выхода в соседние страны. Планировалось переброску танков к местам боевого применения осуществлять на автомобильных платформах.

Не задавались требования по применению танка "Меркава" в условиях больших отрицательных температур, высокой тропической влажности и осенней распутицы - танк должен защищать собственную территорию, состоящую в основном из гор и пустынь, и к поставкам на экспорт не предназначался. Исходя из такого театра войны, одним из основных боевых применений была стрельба с хорошо подготовленных позиций.

Первый макет "Меркавы" был готов уже в апреле 1971 года.

В течение 1972 года отработывалась концепция переднего размещения моторно-трансмиссионного отделения на переделанном танке "Центурион".

Доработанный танк "Центурион"



Основным отличием "Меркавы" от других современных танков является её компоновка: мотор и трансмиссия располагаются в передней части корпуса, а боевое отделение занимает среднюю и заднюю часть.

Так как башня является весьма уязвимой частью танка при его применении из укрытия, то разработчики уменьшили её высоту, а большую часть боевого отделения разместили в корпусе.

В кормовой части танка находится десантный отсек, в котором предполагалось перевозить пехотинцев, раненых, дополнительные боеприпасы или сменный экипаж. Таким образом была реализована конструкторская идея по превращению БМП в танк с мощным бронированием и вооружением.

В процессе проектирования конструкции танка было решено делать корпус и башню литыми с большими углами наклона.

Моторное отделение смещено к правому борту танка, слева находится отделение управления с местом механика-водителя. Между моторным отделением, отделением управления и боевым отделением установлены

броневые перегородки. Основной запас топлива находится в задней части бронированных надгусеничных ниш.

Башня танка имеет клинообразную форму, что способствует увеличению количества рикошетов при попаданиях в ее переднюю часть. Башня "Меркавы" имеет разнесенное бронирование, между двумя основными стенками располагаются дополнительные элементы защиты. В задней части башни находится корзина.

Танк "Меркава"



В башне находятся места для трех членов экипажа: заряжающего, командира танка и наводчика. Место заряжающего расположено слева от орудия, при необходимости он может выполнять функции наводчика или водителя. Место наводчика - справа от орудия, для выполнения своих функций он располагает оптическим прицелом с лазерным дальномером и баллистическим вычислителем. Для общего обзора есть перископический прибор.

Место командира находится позади и немного выше наводчика. У него установлен панорамный оптический прицел, кроме того, командир имеет доступ к данным, которые получает наводчик. Основываясь на них, он может давать целеуказания или наводить орудие.

В задней части танка находится отсека, в котором могут разместиться шесть человек десантников или четверо носилок для раненых. Однако, так как тактика боевого применения "Меркавы" не предусматривает перевозку десанта, задний отсека главным образом используют для размещения дополнительного боекомплекта.

Основным вооружением танка "Меркава" первой серии является американская 105-мм пушка M68, которую начали выпускать в Израиле по лицензии (сама M68 является лицензионной английской L7). Пушка стабилизирована в двух плоскостях и закрыта термокожухом. На первых машинах маска орудия отсутствовала. Боекомплект составляет 62 выстрела (наличие отсека в задней части танка позволяет увеличить боекомплект до 86 выстрелов). Основным снарядом был бронебойно-подкалиберный (разработан на основе американского снаряда), обеспечивал пробитие брони толщиной 150 мм, установленной под углом 60° на дальности 2000 м.

С левой стороны от пушки установлен спаренный с ней лицензионный бельгийский 7,62-мм пулемет MAG. Еще два пулемета этого же калибра установлены на крыше башни на кронштейнах рядом с люками командира и заряжающего. Над стволом орудия находится 12,7-мм пулемет M2HB, управляемый дистанционно с места наводчика. Боекомплект к пулемётам составляет 10 000 патронов. Также на башне установлен 60-мм миномет, его боекомплект 30 осколочно-фугасных, дымовых и осветительных мин.

Танк "Меркава". Три пулемёта на башне. Над двигателем верхний лист приподнят, и на первых машинах затруднял обзор механику-водителю



Двигатель - американский 12-цилиндровый V-образный дизель воздушного охлаждения AVDS-1790-5A с турбонаддувом мощностью 900 л.с., трансмиссия CD-850-6B тоже американского производства, но модернизированная местными специалистами. 60-тонный танк двигатель разгонял по шоссе до 46 км/ч, а запаса топлива хватало на 400 км. На танке применена не традиционная для того времени торсионная подвеска основных боевых танков, а пружинная подвеска типа Кристи. Отсутствие торсионной подвески позволило выполнить днище корпуса гладким, корыто-

образной формы, что повысило защищенность корпуса при подрыве мины. Дополнительную защиту дало применение разнесенной конструкции днища.

На каждой стороне танка находятся по шесть обрешеченных опорных и по пять поддерживающих катков.

В начале 1979 года были изготовлены первые четыре серийных танка "Меркава", а в октябре того же года танк под названием "Меркава Mk.1" был официально принят на вооружение израильской армии и начал поступать в войска. Всего было произведено 250 машин этой модификации, для которых из-за рубежа поступало до 30% разных конструктивных элементов. Испытания "Меркава Mk.1" в боевых условиях не заставили себя ждать.

Уже в 1982 году эти танки приняли участие в Ливанской войне, сразу по окончании которой израильские конструкторы, учтя опыт первого боевого применения танка, создали модификацию "Меркава Mk.2". Изменения коснулись защищенности машины, её проходимости и усиления огневой мощи. Бронирование башни было усилено с помощью дополнительных экранов с комбинированной броней, аналогично была улучшена защита бортов. Миномет перенесли внутрь башни, теперь огонь можно было вести, не покидая машину. На башню были смонтированы корзины для различного имущества, которые являлись дополнительной защитой. Для защиты от кумулятивных боеприпасов на башню подвесили шарики на цепях. В результате масса танка этой модификации увеличилась до 65 тонн.

Танк "Меркава Mk.2"



Дополнительно танк "Меркава Mk.2" вооружили 105-мм управляемой противотанковой ракетой LAHAT (Laser Homing Anti-Tank) израильского производства, представляющей собой уменьшенный вариант вертолетной ПТУР Nimrod. Ракета запускалась непосредственно через ствол пушки и управлялась наводчиком-оператором по отраженному лазерному лучу. Максимальная дальность поражения составляет 8000 м, отклонение от точки прицеливания - 0,7 м, пробивная способность - 800 мм гомогенной брони. Масса ракеты - 13,5 кг, длина - 984 мм, боеголовка - тандемная кумулятивная. Скорость полета - 300 м/с. Боезапас - 5-6 выстрелов.

Пуск ПТУР LAHAT с танка "Меркава Mk.2"



Двигатель танка остался прежним, но была заменена трансмиссия на более эффективную израильской разработки, что способствовало увеличению пробега на одной заправке. Кроме того дополнительно был увеличен запас топлива на 150 литров. В октябре 1984 года были изготовлены первые танки "Меркава" Mk.2B с усовершенствованной СУО (в ее состав был введен тепловизор) и усиленным бронированием крыши башни.

На следующем этапе вновь была повышена защищенность танка путём применения модульной броневой защиты корпуса и башни. Модули из так называемой "специальной брони" крепились к корпусу и башне болтами. В МТО установили форсированный до 1200 л.с. дизель воздушного охлаждения AVDS-1790-9AR. Мощность увеличили применив турбонагнетатель новой конструкции и усовершенствованную систему охлаждения. Серийное производство новой машины "Меркава Mk.3" началось в апреле 1990 года, и их было выпущено не менее 480 штук.

"Меркава Mk.3" - ремонт гусеничной ленты



В следующем номере продолжим рассмотрение основных боевых танков второго послевоенного поколения с разработок конструкторов Италии, Китая и других стран.

(Продолжение следует.)

ЭЛЕКТРОИСКРОВЫЕ (электроэрозионные) СТАНКИ

+ проволочно-вырезные
+ прошивные
+ супердрели

 **EXCETEK**



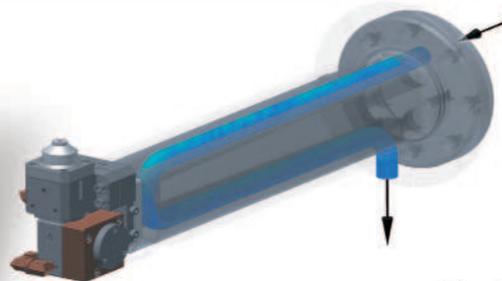
**ПЕРЕДОВЫЕ
ТЕХНОЛОГИИ
ЭЛЕКТРОЭРОЗИИ ОТ
ВЕДУЩЕГО ТАЙВАНЬСКОГО
СТАНКОСТРОИТЕЛЯ
МИРОВОГО УРОВНЯ**

**ЭКСПОРТ В
ДЕСЯТКИ СТРАН,
ВКЛЮЧАЯ ЯПОНИЮ,
США И ЗАПАДНУЮ
ЕВРОПУ**



Ra 0,18 мкм

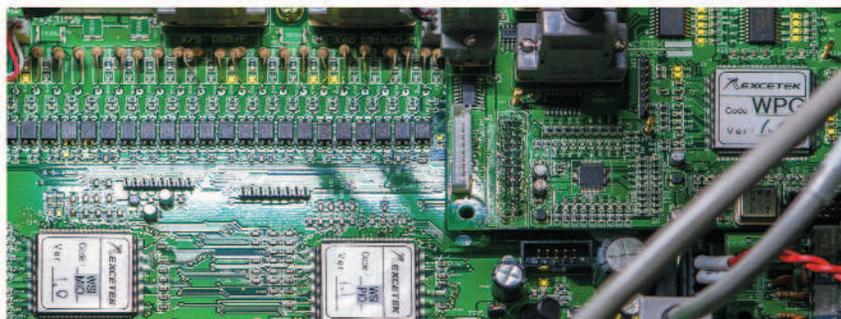
ВО ВСЕХ ВЫРЕЗНЫХ СТАНКАХ:
*термостатирование нижнего
кронштейна водой из гидроагрегата
предотвращает тепловое расширение
и повышает конечную точность.*



CE



Самая современная элементная база, собственные заказные СБИС, оптимизированные передовые технологии монтажа и размещения компонентов.



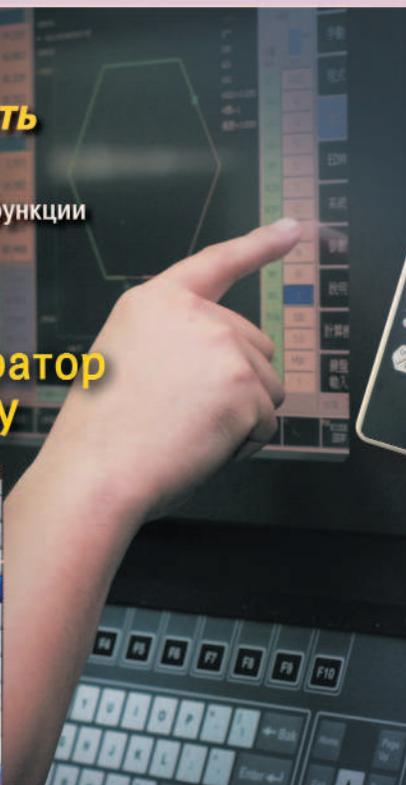
На заводе Excetek посадочные сопрягаемые плоскости чугунных несущих конструкций не шлифуют, а шабруют, что гарантирует геометрическую точность и долговечность станков.



Панель HMI: простота и наглядность

- Большие сенсорные ЖК-экраны
- Интуитивно понятные экранные функции
- Удобные мышь и клавиатура

Современные генератор и компьютерное ЧПУ



Цельнолитые несущие элементы конструкции из чугуна-миханита с малым тепловым расширением. Оптимальное расположение ребер жесткости, рассчитанное методами анализа конечных элементов (FEM). Превосходные демпфирующие характеристики и высочайшая жесткость.



EXCETEK TECHNOLOGIES CO., LTD.

No.10, Fenggong 3rd Rd.,
Shengang Dist., Taichung City
42942, Taiwan

tel: +886 4 2520 0688
fax: +886 4 2520 0111
www.excetek.com
info@excetek.com.tw



РОССИЯ / RUSSIA
АО "СодиКом-Центр"
Россия, 127083, Москва,
ул. Мишина, 56, стр. 2
(метро «Динамо»)
тел.: +7(495) 787-0970;
fax: +7(495) 787-0971;
info@sodicom.biz

БЪЛГАРИЯ / BULGARIA
"СодиКом-БГ" ЕООД
гр. Поморие 8200, обл. Бургас,
Чайка 3, Пенелопа Палас, А26
Иновационно-Технически Център
гр. Поморие, местност Хонят
+359 89 0422032 // 089 4442578
bg@sodicom.biz

Эксклюзивный представитель Excetek в странах бывшего СССР и Болгарии: <https://excetek.sodicom.biz/ru/>

УКРАЇНА / UKRAINE
ПП "СодиКом-Дніпро"
Інноваційно-Технічний Центр
Політехнічна, 41, КПІ ім. І. Сікорського,
корп.18, оф.116 // +38(067)466-06-69
nsh@sodicom.biz

БЕЛАРУСЬ / BELARUS
+375297655135 // minsk@sodicom.biz
ARMENIA
+374(77)415043 // armen@sodicom.biz

Satisfaction Guarantor.

ISSN 2500-0985



Сервисный отдел.

Мы относимся к вашим запросам со всей серьезностью и сделаем все возможное, чтобы ваш станок работал – лично прибыв на место, средствами дистанционного обслуживания или по линии прямой связи. Сервисный отдел Hermle является образцовым в отрасли. Это подтверждают клиенты, пресса, а также наши партнеры по рынку.

www.hermle-vostok.ru

000 Hermle Vostok, info@hermle-vostok.ru



000 Восток

129085, Москва,
ул. Годовикова, 9, стр. 25.
Тел.: +7 495 627 36 34.
Факс: +7 495 627 36 35.