ОДИННАДЦАТЫЙ ГОДЪ ИЗДАНІЯ

1917

Двигатель

Научно-технический журнал № 1 (109 + 244) 2017

№ 3

Февраль

ДВИГАТЕЛЬ

ДВУХНЕДѢЛЬНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКІЙ ЖУРНАЛЪ

2017 год - 110 лет со дня выхода первого номера журнала "Двигатель"

ТЕХНИЧЕСКОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
ИНЖЕНЕРА И. КУЗНЕЦОВА
Петроградъ, Невскій, 65.

ОБЩЕСТВО ПУТИЛОВСКИХ ЗАВОДОВ
ТЕХНИЧЕСКАЯ БИБЛІОТЕКА

Fieri faciendo opere (Дело делается делающими дело)

Редакционный совет

Агульник А.Б., д.т.н.,
заведующий кафедрой "Теория воздушно-реактивных двигателей" МАИ
Бабкин В.И., к.т.н.,
первый зам. ген. директора ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"
Багдасарьян Н.Г., д.филос.н.,
профессор МГУ им. М.В. Ломоносова, МГТУ им. Н.Э. Баумана
Богуслаев В.А., д.т.н.,
Президент АО "МОТОР СИЧ"
Воронков Ю.С., к.т.н.,
зав. кафедрой История науки РГГУ
Григорян Г.Г., д.т.н.,
вице-президент Общества "Знание" России
Дическул М.Д.,
зам. управляющего директора ОАО "ОДК"
Дмитриев В.Г., д.т.н.,
главный научный сотрудник ГНЦ "ЦАГИ"
Зрелов В.А., д.т.н.,
профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей ЛА СГАУ им. С.П. Королёва
Иноземцев А.А., д.т.н.,
ген. конструктор ОАО "Авиадвигатель"
Каторгин Б.И., академик РАН
Кравченко И.Ф, д.т.н.,
ген. конструктор ГП "ИВЧЕНКО-ПРОГРЕСС"
Кутенев В.Ф., д.т.н.,
зам. ген. директора ГНЦ "НАМИ" по научной работе
Кухаренок Г.М., к.т.н.,
зав. каф. ДВС Белорусского национального ТУ
Лобач Н.И.,
ген. директор ПО "Минский моторный завод"
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
Новиков А.С., д.т.н.
зам. ген. директора ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"
Пустовгаров Ю.Л.,
президент Торгово-промышленной палаты Республики Башкортостан
Рачук В.С., д.т.н.,
председатель НТС АО "НПО Энергомаш"
Ружьев В.Ю.,
первый зам. ген. директора Российского Речного Регистра
Рыжов В.А., д.т.н.,
главный конструктор ОАО "Коломенский завод"
Ситнов А.П.,
президент, председатель совета директоров ЗАО "Двигатели "ВК-МС"
Смирнов И.А., к.т.н.,
ген. конструктор КБХМ - филиала ФГУП "ГКНПЦ им. М.В. Хруничева"
Соколов В.П., д.т.н.,
Директор Российского учебно-научно-инновационного комплекса авиакосмической промышленности
Троицкий Н.И., к.т.н.,
доцент МГТУ им. Н.Э. Баумана
Фаворский О.Н., академик РАН,
член президиума РАН
Чуйко В.М., д.т.н.,
президент Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения"

К 110-ЛЕТИЮ ЖУРНАЛА "ДВИГАТЕЛЬ"

Business is doing business

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор
Александр Иванович Бажанов
член-корреспондент Российской и Международной инженерных академий
Заместитель главного редактора
Дмитрий Александрович Боев
Ответственный секретарь
Александр Николаевич Медведь, к.т.н.
Финансовый директор
Юлия Валерьевна Дамбис
Редакторы:
Александр Аркадьевич Гомберг,
Ирина Михайловна Иванова,
Андрей Иванович Касьян, к.т.н.
Юрий Романович Сергей, к.т.н.
Литературный редактор
Эрнст Галсанович Намсараев
Художественные редакторы:
Александр Николаевич Медведь
Владимир Николаевич Романов
Техническая поддержка
Ольга Владимировна Лысенкова, к.пед.н.
В номере использованы фотографии, эскизы и рисунки:
А.И. Бажанова, Д.А. Боева, А.В. Ефимова, А.Н. Медведя, В.Н. Романова и др.

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111116, Россия, Москва,
ул. Авиамоторная, 2.
Тел./Факс: (495) 362-3925.
dvigatell@yandex.ru
boeff@yandex.ru
aib50@yandex.ru
www.dvigately.ru
Электронная версия журнала (2006-2016 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, транспортному, 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 1630 в общероссийском Перечне 2015 г.

Научно-технический журнал "Двигатель"©
зарегистрирован в ГК РФ по печати.
Рег. № 018414 от 11.01.1999 г.
18-й (110-й) год издания.
Отпечатано
ЗАО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.
Тираж 5 000 экз.
Периодичность: 6 выпусков в год.
Цена свободная.

СОДЕРЖАНИЕ

2 ***Эффективное охлаждение лопаток высокотемпературных ТВД***
А.С. Новиков, С.В. Харьковский, А.А. Мухин

5 ***Памяти Александра Сергеевича Новикова***

6 ***К 110-летию выхода первого номера журнала "Двигатель"***
А.И. Бажанов, Д.А. Боев

8 ***Отраслевая встреча Hermle AG***

10 ***Современная методология создания конкурентоспособных авиационных двигателей и место науки в этом процессе***
В.И. Бабкин, В.И. Солонин

14 ***Турбулентность реальных газов. Благородное уравнение газовой динамики***
Ю.М. Кочетков

17 ***Памяти Юлиана Ивановича Нечаева***

18 ***Пульсирующий поршневой двигатель внутреннего сгорания***
А.Ф. Равич, В.Н. Опрышко, С.Н. Богданов

20 ***О теории естественных течений (ТЕТ)***
В.А. Князев

24 ***Об особенностях расчёта удара тяжёлого транспортного самолёта о недеформируемую преграду***
А.Н. Медведь, А.И. Касьян, И.А. Нестеров

28 ***Турбулентность вблизи комет, астероидов и метеоритов***
Ю.М. Кочетков, А.И. Бажанов

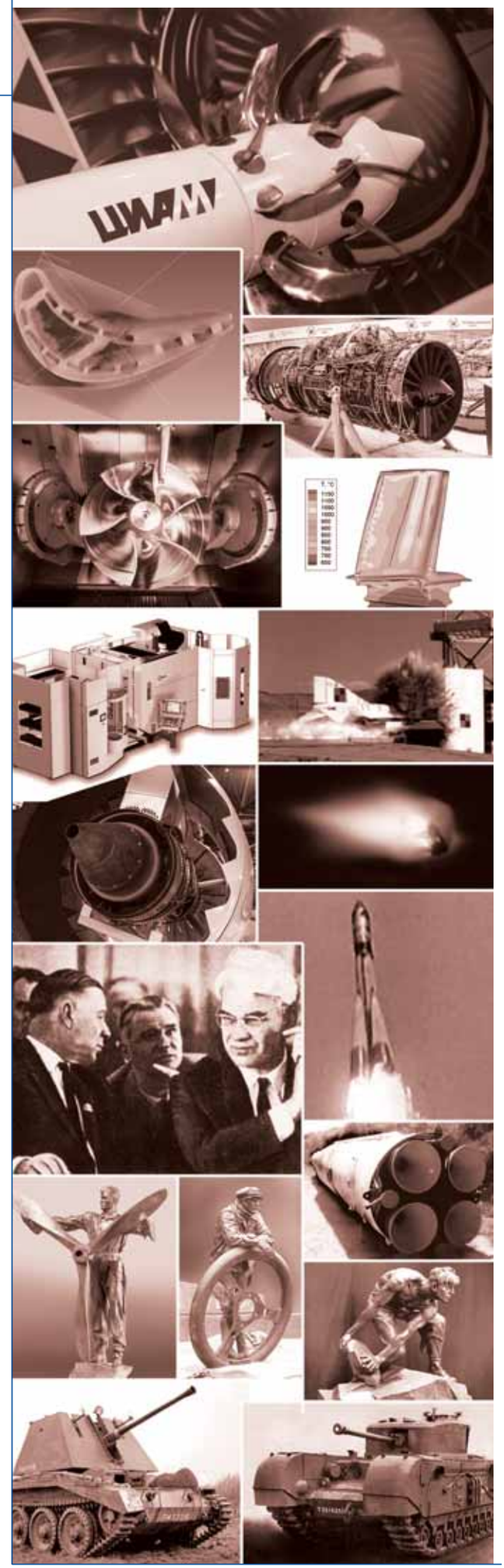
32 ***Тридцать три года в ракетной технике: успехи, разногласия, конфликты***
В.Ф. Рахманин

39 ***Разработка МБР "Минитмен"***

40 ***Участие профсоюзных организаций в защите трудовых прав и законных интересов работников в зеркале социологии***
С.Ю. Иванов, Д.В. Иванова, А.С. Иванов

44 ***Монеты стран мира, посвящённые году Красного Петуха***
А.В. Барановский

46 ***Танки от и до***
О.Н. Брилёв



УДК 621.438 ББК 30ф

ЭФФЕКТИВНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ ЛОПАТОК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТВД

ФГУП "ГНЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова"
Александр Сергеевич Новиков, д.т.н., заместитель генерального директора,
Сергей Валентинович Харьковский, к.т.н., начальник отдела газовых турбин,
Анатолий Александрович Мухин, научный сотрудник

В статье представлен опыт разработки в России лопатки с проникающей системой охлаждения. Показаны преимущества проникающей системы перед другими системами охлаждения.
The article presents the experience of creating in Russia a blade with a penetrating cooling system. Showing the benefits of the penetrating system before other cooling systems.
Ключевые слова: Лопатка, турбина, охлаждение, проникающая, двухстенная.
Keywords: Blade, turbine, cooling, penetrating, dualcorps

В связи с увеличением степени сжатия и ростом температуры газа перед турбиной в перспективных двигателях и в соответствии с ужесточением требований к высокой экономичности ТРДД возрастает актуальность поиска путей обеспечения надежности лопаток турбины.

Исследования по повышению надёжности работы лопаток ведутся в нескольких направлениях. Первое направление - это создание новых металлических сплавов с жаропрочными и жароупорными свойствами, лучшими, чем у применяемых в настоящее время. Второе направление - это разработка керамических и спеченных материалов. И наконец, третье направление - повышение тепловой защиты охлаждаемых лопаток турбины.

При ограничении, связанном с применением современных жаропрочных монокристаллических сплавов, существуют три концепции повышения тепловой защиты - это, во-первых, увеличение расхода охлаждающего воздуха, что связано с риском ухудшения экономичности двигателя, во-вторых, это разработка более эффективных систем охлаждения, чем применяемые в настоящее время, и, в третьих, применение теплозащитных покрытий (ТЗП).

Наиболее распространенные на данный момент керамические теплозащитные покрытия (ТЗП) на основе диоксида циркония, стабилизированного оксидом иттрия (YSZ), могут эксплуатироваться при рабочих температурах не более 1200°С. Превышение этой температуры ведет к интенсивному спеканию керамического слоя и повышению коэффициента теплопроводности, а также к фазовым превращениям, приводящим к сколу керамики.

В связи с этим актуальной задачей является разработка ТЗП с рабочими температурами до 1350...1400°С, обладающего высоким сопротивлением спеканию и фазово-структурной стабильностью, низким коэффициентом теплопроводности, высокими прочностными и теплофизическими характеристиками, высокой эрозионной и коррозионной стойкостью. Специалистами разных стран ведутся обширные научные исследования по поиску оптимальных состава (добавление к стандартной системе YSZ дополнительных стабилизирующих оксидов и разработка новых материалов) и структуры (многослойная структура, различная ориентация столбчатой структуры, и др.) керамического слоя. ФГУП "ВИАМ" ведет разработку высокотемпературного покрытия на основе диоксида циркония с добавлением одного или более редкоземельных материалов, среди которых наилучшие результаты показывает система Zr-Y-Gd (для проекта ПД-14 разрабатывается с 2009 года). Работы по определению технологии нанесения ведутся в ОАО "Авиадвигатель" на установке ALD с 2012.

Комплекс необходимых экспериментальных исследований свойств и работоспособности ТЗП в условиях, приближенных к эксплуатационным, на моделях и натурных деталях должен включать в себя следующие задачи: определение адгезионной и когезионной прочности, эффективности теплозащиты, коэффициента температурного расширения.

Целесообразным представляется организация системного поиска состава и технологии ТЗП при сотрудничестве ведущих двигателестроительных фирм, академической и ВУЗовской науки.

Наиболее разработанными сегодня являются лопатки с развитым конвективно-пленочным охлаждением. Развитие и совершенствование таких схем происходило по пути оптимизации течения воздуха в радиальных каналах лопатки и повышения эффективности заградительного охлаждения. Развитые конвективно-пленочные системы применяются на двигателях ведущих фирм - General Electric, Pratt&Witney, RollsRoyce, Snecma. В России, так же как и в мировом двигателестроении, получили распространение схемы с многоканальным течением воздуха - в ОКБ Перми, Санкт-Петербурга, но также успешно применяются и схемы с матрицами компланарных каналов - в ОКБ Рыбинска, Москвы и Самары. Как показывают расчетные и экспериментальные исследования, проведенные в ЦИАМ, по эффективности указанные схемы примерно одинаковы (0,6-0,65) при одинаковом относительном расходе. Применение схем развитого конвективно-пленочного охлаждения позволило обеспечить работу турбины при температуре газа 1800-1850 К. Применение ТЗП позволило бы увеличить температуру газа перед турбиной, либо уменьшить расход охлаждающего воздуха.

Для рабочей лопатки первой ступени (РЛ1) ТВД двигателя ПД-14 применена конвективно-пленочная многоканальная система охлаждения в сочетании с ТЗП. Как показывают расчеты, для ТЗП с ожидаемым значением теплопроводности λ =1,6 Вт/(м К), при выбранной толщине слоя ТЗП, значение эффективности охлаждения лопатки на режиме "RedLine" составляет θср=0,67. Достоинством схемы охлаждения является то, что за счет уменьшения площади каждого канала увеличивается теплоотдача внутри лопатки,

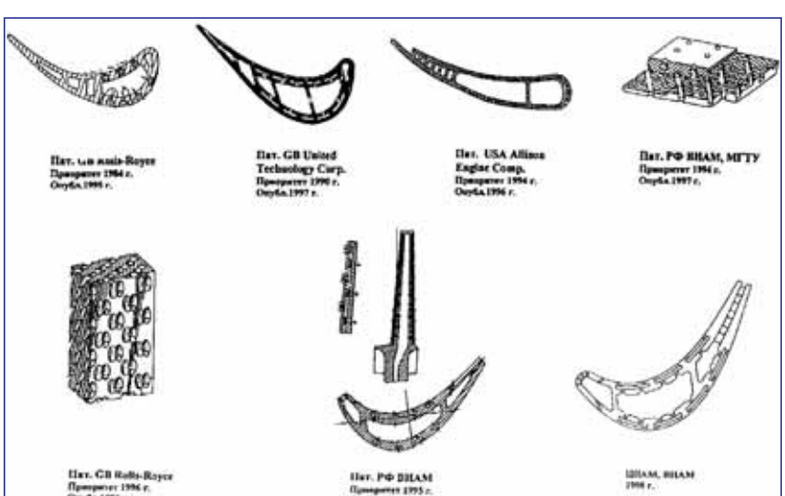


Рис. 1. Некоторые патенты по проникающему охлаждению лопаток

За время подготовки статьи к печати, 10.03.2017 г. скончался заместитель генарального директора ЦИАМ им. П.И. Баранова, доктор технических наук, наш постоянный автор и член Редакционного совета журнала "Двигатель" Александр Сергеевич Новиков. Наше глубокое сочувствие родным, близким и коллегам нашего товарища.

а, следовательно, улучшается охлаждение. С другой стороны, эта схема имеет один существенный недостаток - каждый поворот потока приводит к заметному падению давления в каналах охлаждения, что усложняет использование этой схемы, так как ограничивает возможность увеличения скорости в каналах. Кроме того, из-за снижения давления при поворотах существенно ограничены возможности по расположению мест выпуска воздуха для заградительного охлаждения.

Для РЛ1 ТВД расчетная температура покрытия на режиме "Red Line" составляет от 1250 до 1350°С, что намного выше допустимой температуры для покрытия.

Ожидать в ближайшие несколько лет появления высокотемпературного ТЗП, способного сохранять необходимые свойства при температуре не менее 1350°С, видимо, не приходится. Следовательно, для решения задачи создания ПД-14, и разумеется ПД-35, в котором температура газа будет на 50-100 К выше, необходимо разрабатывать более эффективные схемы охлаждения, которые позволили бы либо обойтись без ТЗП, либо применить имеющееся покрытие.

Как показывает многолетний опыт ЦИАМ по исследованию различных схем охлаждения, перспективные системы охлаждения могут основываться на концепции системы "проникающего" охлаждения.

Работы по созданию турбинных лопаток с проникающей системой охлаждения давно ведутся на крупнейших зарубежных двигателестроительных фирмах, таких как General Electric, Pratt&Witney, RollsRoyce и т.д. Приоритет фирмы RollsRoyce датирован 1984 г. У разновидностей проникающей схемы имеются различные названия "SuperCooling", "CastCool", "Lamilloy", "Dual-wall cooling". Создание таких лопаток становится возможным только при применении принципиально новой технологии их изготовления. Известно много предложений по конструкции лопаток с проникающим охлаждением. На рис. 1 представлено несколько патентов таких конструктивных решений проникающего охлаждения. Необходимо отметить, что во всех случаях при охлаждении лопатки используется комбинированное охлаждение: входная кромка охлаждается посредством отверстий перфорации, выходная - сочетанием внутреннего конвективного с заградительным охлаждением.

Рис. 2. Профиль лопатки на "жестких" стержнях

В ЦИАМ работы по созданию лопатки с проникающим охлаждением ведутся с середины 1990-х годов. Начало работ было положено В.П. Почуевым и А.А. Мухиным. Ключевой проблемой оказалась задача разработки новой технологии изготовления лопатки. Большая работа по определению технологии изготовления литейных стержней проведена в ФГУП "ВИАМ". Первый патент на составной литейный стержень получен в "ВИАМ" в 1995 г., а совместно с ЦИАМ в 1997 г. [1]. Первая лопатка с проникающей системой охлаждения (рис. 2) применительно к экспериментальному газогенератору ВТ-68 была изготовлена по технологии "жестких" стержней на серийном оборудовании с использованием промышленной технологии на ММПП "Салют" в 1999-2000 г.г. Экспериментальные исследования эффективности охлаждения лопатки проведены на установке ЦИАМ в 2001 г. и подтвердили высокую глубину охлаждения. Так, максимальное местное значение достигало 0,8, минимальное 0,57...0,6, при расходе охлаждающего воздуха 5...5,5%.

Однако применение технологии "жестких" стержней оказалось возможным только для простых вариаций системы охлаждения. Для лопаток сложной пространственной формы, спрофилированных на основе современных подходов газовой динамики, с усложнением системы охлаждения, в ВИАМ на уровне "ноу-хау" была разработана технология "гибких" стержней. Отработка новой технологии происходила в течение ряда лет в ЦИАМ и ВИАМ при участии ММПП "Салют". Работа проходила в инициативном порядке со стороны каждого из предприятий. В результате не удалось отработать технологию лопатки в соответствии с Техническими Условиями. Тем не менее, одна лопатка получилась кондиционной (рис. 3, 4) и прошла испытания по эффективности охлаждения в 2006 г.

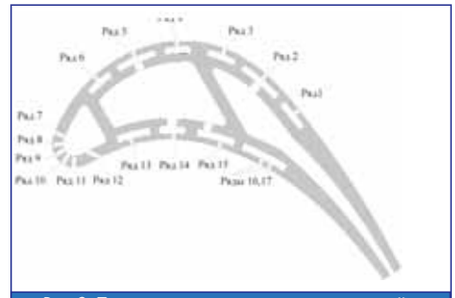


Рис. 3. Поперечное сечение лопатки, созданной с использованием технологии "гибких стержней".

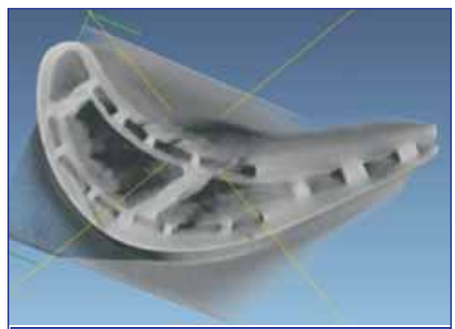


Рис 4. Томография лопатки, изготовленной по технологии "гибких" стержней

В результате проведения за период 1997-2006 гг. НИОКР в ЦИАМ был получен патент на конструкцию лопатки с двойными стенками "Охлаждаемая лопатка турбины" (RU 2267616 C1, 2006г. совместно с ВИАМ) [2].

В дальнейшем для исследования эффективности охлаждения лопатки изготавливали по аддитивной технологии.

Совместно с НПО "Сатурн" в 2012 году проведена комплексная работа по расчетно-экспериментальному исследованию лопаток с двумя системами охлаждения - с матрицами компланарных каналов, разработки НПО "Сатурн", и проникающей системой охлаждения (схема аналогична рис. 5), спроектированной в ЦИАМ. По расчетной оценке НПО "Сатурн" [4] лопатка с проникающей системой охлаждения имела лучшие показатели по эффективности охлаждения, и примерно одинаковые характеристики по прочности. Экспериментальные результаты подтвердили ожидаемую оценку эффективности охлаждения.

В ЦИАМ проведены расчетно-конструкторские исследования по разработке лопатки с перспективной схемой охлаждения (рис. 5). Схема охлаждения в лопатке с проникающим охлаждением содержит три независимых между собой потока воздуха. Потоки воздуха, охлаждающие входную (III) и выходную (VII) кромки, а также поток воздуха (I, II, IV, V и VI), охлаждающий

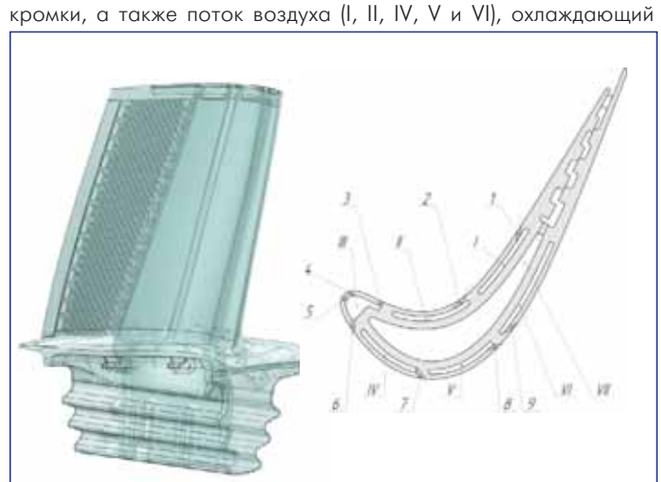


Рис. 5. Модель лопатки с проникающим охлаждением со снятой наружной стенкой и вид среднего сечения.

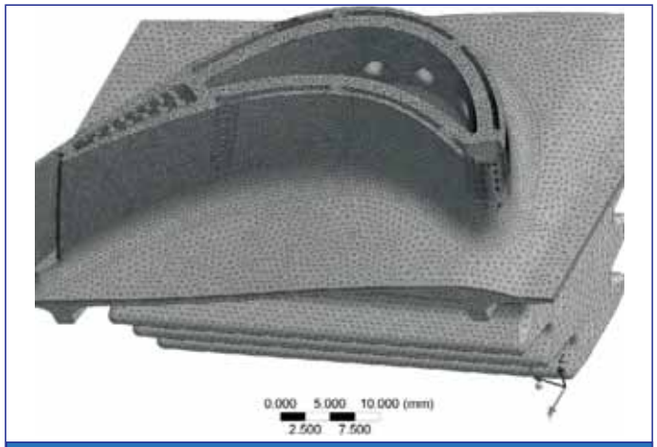


Рис. 6. Фрагмент сетки конечных элементов лопатки с проникающей системой охлаждения

среднюю часть лопатки.

Хладоресурс воздуха всех потоков в соответствующую часть максимальный, так как в каждую часть поступает "свежий" охлаждающий воздух. Охлаждение входной кромки осуществляется воздухом, текущим по радиусу вдоль нее. Для снижения теплового потока во входную кромку используется перфорация (на рис. 5 она обозначена арабскими цифрами). Кроме снижения теплового потока в лопатку, часть тепла снимается в отверстиях перфорации. В рассматриваемой схеме охлаждение центральной части лопатки выполнено с помощью щелевых каналов (I, II, IV, V и VI). Охлаждение входной и выходной кромок выполнено традиционно. Щелевые каналы защищают примерно 50...60 % поверхности лопатки при расходе через них 2,5...3 % воздуха от расхода газа на входе в венец, т.е. не более 50 % расхода воздуха на лопатку. Охлаждение выходной кромки выполняется по конвективно-пленочной схеме, причем расход на конвективную часть охлаждения составляет 1,2...1,5 % и обеспечивается "свежим" (практически неподогретым) воздухом, забираемым из центральной раздаточной полости, а пленочное охлаждение осуществляется воздухом из щелевых каналов, используемым для охлаждения средней части лопатки. Это позволяет существенно уменьшить расход на конвективную составляющую охлаждения выходной кромки.

Кроме того, в схеме с проникающей системой охлаждения выпуск отработанного воздуха из щелевых каналов производится в торец лопатки, что улучшает охлаждение торца, охлаждение которого становится при повышении температуры газа также актуальным.

Фрагмент сетки конечных элементов лопатки показан на рис. 6, поле температур на режиме "Red Line" показано на рис. 7. Максимальная температура лопатки не превышает допустимую температуру для материала 1150°С. Расчеты на прочность показали, что лопатка может быть использована на перспективных двигателях.

На рис. 8 [5] показано сравнение эффективности развитой конвективно-пленочной и проникающей систем охлаждения применительно к лопатке РЛ1 ТВД ПД-14. Вариант Blade B1 - развитая конвективно-пленочная система без ТЗП; вариант Blade B1 (TBC) - то же, но с ТЗП; вариант Blade B6 - проникающая система охлаждения. Видно, что при одинаковом расходе на охлаждение (около 5% по расходу на входе в компрессор) эффективность охлаждения по внешней поверхности лопатки выше для вариантов Blade B1 на 0,03 и Blade B1 (TBC) на 0,06, чем для варианта с проникающей системой. Однако, для средней по сечению эффективности преимущество в 0,09 уже у варианта Blade B6.

Можно сказать, что накопленный в ЦИАМ опыт по комплексному расчетно-экспериментальному исследованию лопаток с проникающей системой охлаждения показывает несомненное преимущество по эффективности данной системы перед другими, в первую очередь, в сравнении с развитым конвективно-пленочным охлаждением.

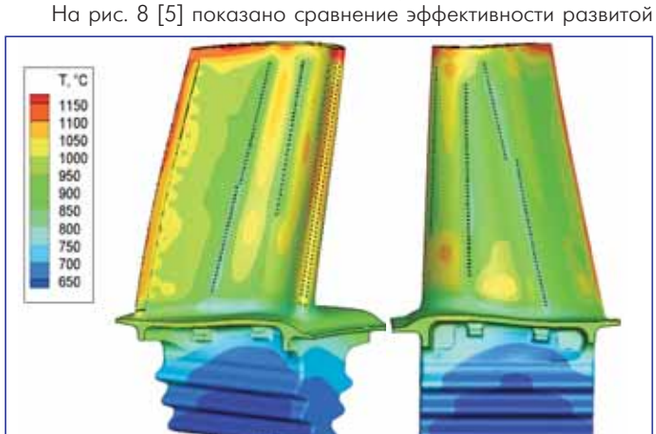


Рис. .7. Рабочая лопатка ТВД с проникающим охлаждением. Температура внешней поверхности лопатки.

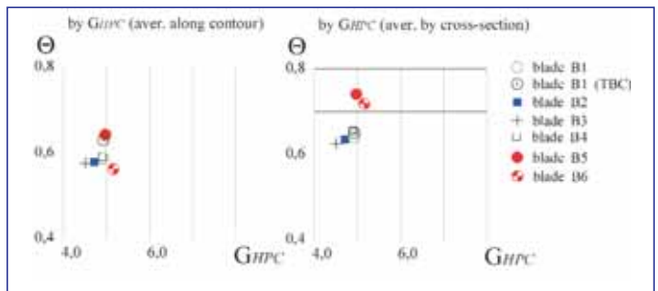


Рис. 8. Сравнение эффективности развитой конвективно-пленочной и проникающей систем охлаждения

За рубежом активно разрабатываются технологии изготовления лопаток с проникающей системой охлаждения. В последние годы Rolls-Royce запатентовала высокоэффективную схему охлаждения в двустенных лопатках и производит такие лопатки из монокристаллического сплава CMSX-4 по технологии CastBond, что позволило достичь глубины охлаждения θ≅ 0,8. [6, 7]. По данным Rolls-Roy лопатки прошли испытания на прочность и планируется их исследование в составе газогенератора.

Литература

1. Шалин Р.Е., Качанов Е.Б., Каблов Е.Н., Светлов И.Л., Почуев В.П., Демонис И.М., Фоломейкин Ю.И., Герасимов В.В., Сурков А.М., Мухин А.А., Составной керамический стержень для литья полых охлаждаемых изделий // Патент RU 2090299, 1997г., ФГУП "ВИАМ"
2. Почуев В.П., Мухин А.А., Харьковский С.В., Светлов И.Л., Охлаждаемая лопатка турбины // Патент RU 2267616 C1, 2004г., ФГУП "ЦИАМ им. Баранова"
3. Почуев В.П., Харьковский С.В., Мухин А.А., Светлов И.Л., Рыкачев Ю.Ю. Перспективные системы охлаждения лопаток высокотемпературных турбин авиационных двигателей Сборник статей "Научный вклад в создание авиационных двигателей" Книга 2. ЦИАМ, 2000.
4. Научно-технический отчет №462-139-70-337-ТО-2012 ОАО "НПО "Сатурн". Разработка технологии и изготовление образцов рабочей лопатки ТВД с перспективной системой охлаждения. Карелин Д.В. , Воинов В.В., Пиотух С.М., Томилина Т.В.. 2012 г.
5. S.V. Kharkovskiy, A.A. Mukhin, INVESTIGATION THE EFFICIENCY OF VARIOUS COOLING SCHEMES OF HIGH-TEMPERATURE TURBINE BLADES, 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Daejeon, Korea, 2016.
6. FAA Continuous Lower Energy, Emissions & Noise (CLEEN) Technologies Rolls-Royse Program Overview 8 November 2012
7. Randolph Clifford Helming, Evaluation technique for bond3ed duel wall static and rotating Airfoil Materials, Патент US 8215181131,2012, Rolls-Royce North American Technologies.

Связь с авторами: dep018@ciam.ru

АЛЕКСАНДР СЕРГЕЕВИЧ НОВИКОВ

С прискорбием сообщаем, что 9 марта 2017 года, после тяжёлой и продолжительной болезни скончался конструктор авиационных двигателей, "Почетный авиастроитель", заместитель Генерального директора ЦИАМ, доктор технических наук, профессор

Александр Сергеевич Новиков

Александр Сергеевич Новиков родился 9 апреля 1949 года в городе Алма-Ата, прошел большой и трудный, но славный путь от слесаря-сборщика до Генерального конструктора ОАО "Рыбинские моторы", действительного члена Академии транспорта РФ, Генерального директора ОАО "ММП им. В.В. Чернышева", заведующего кафедрой Московского авиационного института, с 2012 года заместителя Генерального директора ЦИАМ, отвечающего за научно-техническое сопровождение и экспертизу создания всех отечественных авиационных двигателей.

После окончания без отрыва от производства Рыбинского авиатехнологического института (1966 - 1972) Александр Сергеевич Новиков до 2000 года связал свою трудовую деятельность с Рыбинским авиадвигателестроительным комплексом, где благодаря своим знаниям, врожденному таланту Александр Сергеевич Новиков, накапливая опыт и навыки руководителя, прошёл по всем ступеням профессионального роста. Начав мотористом, инженером-расчетчиком, очень быстро он вырос до заместителя главного конструктора по научно-исследовательским работам и перспективным разработкам. В 1992 году стал доктором технических наук. К этому времени за спиной Александра Сергеевича Новикова уже было участие в разработке и доводке создававшихся в КБ двигателей для самолетов Ту-144Д, "Стратосфера", Т-4, подъемных и бустерных двигателей семейства самолетов Як, амфибии А-40 "Альбатрос" и Ан-71. В качестве Генерального конструктора - генерального директора ОАО "РКБМ" он руководил созданием первого в стране уникального двигателя изменяемого рабочего процесса, на базе газогенератора которого позднее было создано семейство наземных и морских газотурбинных установок, начинал работы по двигателю РД-600В для вертолета Ка-62. Работая руководителем ОАО "ММП им. В.В. Чернышева", Александр Сергеевич Новиков сумел сплотить коллектив завода, провести коренную реконструкцию производства, освоение новых технологий и на этой основе в разы увеличить экспортные поставки двигателей РД-33 и его модификаций, наладить серийный выпуск двигателей ТВ7-117С/СМ для самолета Ил-114. С 2012 года, возглавив в ЦИАМ работы по экспериментальным, опытным и серийным двигателям, обеспечивая тесное сотрудничество института с предприятиями АО "ОДК", Александр Сергеевич Новиков сделал очень многое для создания двигателей ПД-14, РД-33МК, изделий "30", "РФ" и других, активно отстаивая методологию ЦИАМ, базирующуюся на обязательном создании опережающего научно-технического задела. До конца своих дней этот мужественный человек был в строю, вселяя уверенность сотрудникам института и отрасли в правильности выбранного пути.

Александр Сергеевич Новиков обладал огромным авторитетом в авиационной промышленности страны, благодаря уникальной широте и глубине знаний тематик отрасли, ее техники и экономики. Его слушали и воспринимали и как специалиста, и как одного из главных руководителей авиадвигателестроения.

Александр Сергеевич Новиков - автор многочисленных научных трудов, монографий и изобретений; награжден медалью ордена "Дружбы", медалью Минобороны России "За укрепление боевого сотрудничества" и др.

Уход из жизни Александра Сергеевича Новикова - огромная потеря для отечественной науки и российского авиадвигателестроения. Рана, образовавшаяся в связи с его кончиной, не скоро затянется, и ещё долго будет напоминать о себе.

Выражаем глубокое соболезнование родным и близким Александра Сергеевича. Мы гордимся, что нам довелось работать с таким замечательным человеком, истинным патриотом.

Лучшей памятью для Александра Сергеевича Новикова будет продолжение того дела, которому он служил всю жизнь.

Руководство и коллектив ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

Редакция журнала "Двигатель" присоединяется к словам сотрудников ЦИАМ и выражает глубокое соболезнование родным и близким члена редакционного совета нашего журнала, нашего постоянного и любимого автора Александра Сергеевича Новикова. Вот и этот номер открывается статьёй, написанной Александром Сергеевичем в соавторстве с учёными ЦИАМ. Он успел согласовать статью, но так и не увидел её напечатанной. Его уход - огромная потеря для отечественной науки. Где бы он не работал - это был труд во славу прогресса, всегда заканчивающийся победой над косностью природы и нашим непониманием её законов. Память об этом учёном, руководителе, учителе, писателе навсегда останется в нашей памяти.

Редакция журнала "Двигатель"

ИНФОРМАЦИЯ

С 7 по 9 февраля в ЦИАМ состоялся III Научно-технический семинар на тему "Проблема проектирования, производства и испытаний деталей и узлов авиационных двигателей из современных и перспективных композиционных материалов".

Участие в нем приняли специалисты российских научных учреждений и предприятий (Госкорпорация «Росатом», АО «Наука и инновации», АО «НИИграфит», ООО «Научный Центр «Керамические двигатели» им. А.М. Бойко, Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН, ООО Тестсистемы, ЗАО «ИНУМиТ» и др.), а также представители ряда зарубежных компаний.

Было заслушано порядка тридцати тематических докладов, касающихся различных аспектов изучения и применения КМ на современном этапе развития авиационного двигателестроения. В частности, были затронуты темы высокотемпературных композиционных и полимерных композиционных материалов, проведения усталостных испытаний, отработки методов неразрушающего контроля и многие другие.

Основная часть представленных докладов была подготовлена специалистами ЦИАМ. В Институте проводится широкий спектр исследований по изучению свойств композиционных материалов и методов их применения в создании современных и перспективных авиационных двигателей.

В завершение семинара для его участников была организована ознакомительная экскурсия в Научно-испытательный центр ЦИАМ в Тураево — уникальную по возможностям воспроизведения условий полёта экспериментальную базу.

К 110-ЛЕТИЮ ВЫХОДА ПЕРВОГО НОМЕРА ЖУРНАЛА "ДВИГАТЕЛЬ"

Уважаемые коллеги!

2017 год - 110 лет с тех пор, как увидел свет первый номер журнала «Двигатель». Это было издание, призванное объединить всех интересующихся техническими новациями в самых различных областях техники и промышленности, транспорта и спорта. Его организовали на свой страх и риск инженеры, предприниматели, военные, спортсмены (стоит помнить, что тогда автомобиль, а уж тем более – аэроплан – были по большей части спортивными снарядами). Это прежде всего известный инженер, спортсмен, репортер и предприниматель Андрей Платонович Нагель и бывший его бессменным главным редактором талантливый русский инженер Николай Григорьевич Кузнецов – автор известнейшего "Курса автомобилизма" – самого издаваемого в течении 20 лет учебника по автоделу.

В таком виде, меняясь сообразно времени, журнал просуществовал почти ровно 10 лет – до февральской революции 17-го года, когда существовавшая государственная система пошла вразнос. И хотя в журнале не было ни слова о политике – только о технике и людях – барьера двух революций и гражданской войны он не преодолел. Первоиздатели успели выпустить почти две с половиной сотни номеров. Естественно, что в полном объеме этот журнал до нас дойти не смог – сколько разных казусов случилось за это время! Но и по тому, что можно сейчас видеть, понятно, что взгляд на пути развития техники и свое место в этом процессе у нас совпал почти без зазоров. И не удивительно: состав редакции и авторов уж больно повторился по качественности: инженеры, ученые, военные, спортсмены. Профессионалы. И все – любители. Своего дела. Так же как и те, чьими статьями наполнялся «Двигатель» на границе тысячелетий.

Журнала с названием «Двигатель» в России долго не было, хотя, скажем, в 30-х годах XXвека, порядка 10 лет выходила многотиражная газета ЦИАМ под таким же названием. В 1999 году, когда мы начали издавать наш журнал в его теперешнем виде, практически ничего не знали о «Двигателе» начала XX века. И лишь вчитавшись (с помощью Библиотеки Политехнического музея) в сохранившиеся книжки издания начала века, мы поняли, что программа, которую мы старались выполнить, почти до мелочей совпадала с той, что была декларирована Н.Г. Кузнецовым. Нам понадобилось за почти два десятка лет выпустить более ста номеров современной версии журнала, чтобы почувствовать себя вправе равняться с нашими предшественниками. Журнал стал более научным и профессиональным. Это единственное в России издание по всем двигателям вообще, признаваемое ВАК России и единственный в мире журнал, рассказывающий о двигателях всех используемых и разрабатываемых типов в различных отраслях техники.

Конечно же, стараемся продолжить славную традицию связи поколений российских мотористов – инженеров, рабочих, ученых, эксплуатационников; горды сознанием того, что и нам нашлось место в этой цепочке. Связь поколений, передача плодов разума потомкам – вот на самом деле тот вечный двигатель, которым приводятся в действие и маховик прогресса и развитие цивилизаций. Вечной жизни для отдельного живого существа нет, но душа каждого, вложенная в то, что он сумеет донести до следующих поколений, будет присутствовать в этом мире, когда и память о нас самих уже давно сотрется.

Столетний юбилей нашего журнала отмечался 25 апреля 2007 года в Политехническом музее при участии широких кругов научной и технической общественности. Сейчас Политехнический на ремонте и мы не предполагаем столь объёмных собраний. По крайней мере, ещё лет 40, наверное, обождём. Так что позвольте попросту поздравить всех вас: наших читателей, авторов, критиков и редакторов; тех, чьими трудами, ради кого и для кого мы существуем - с нашим общим юбилеем!

Всегда ваши, издатели журнала:

Александр Иванович Бажанов, – главный редактор журнала

Дмитрий Александрович Боев, – генеральный директор издательства

25 ЛЕТ ВСЕГДА НА ВЫСОТЕ

MAKS 2017

МЕЖДУНАРОДНЫЙ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИЙ САЛОН

Организаторы

МИНПРОМТОРГ РОССИИ

Ростех

МОСКВА • ЖУКОВСКИЙ • АЭРОДРОМ «РАМЕНСКОЕ» • 18–23 ИЮЛЯ

ОТРАСЛЕВАЯ ВСТРЕЧА HERMLE AG

В 2017 году в период с 26 по 29 апреля в Госхайме компания Maschinenfabrik Berthold Hermle AG традиционно проводит ежегодную выставку, на которой ожидаются более 1000 фирм и множество посетителей со всего мира.

Hermle AG на этой выставке представит новые модели станков серий Performance-Line и High-Performance-Line, которые в различных исполнениях демонстрируют современный портфель компании. Естественно, снова будут показаны несколько моделей с самыми передовыми автоматическими системами, такими как манипуляционная система HS flex, различные устройства смены паллет и роботизированные системы.

Что касается современных зажимных приспособлений, то помимо Hermle AG на выставке ещё свыше 50 участников покажут свои достижения в данном направлении. Не останутся без внимания и вопросы САПР/АСУТП, программного обеспечения и систем управления, ответы на которые будут представлены в "производственном цехе", который на время выставки превратится в самую настоящую небольшую ярмарку.

В рамках выставки для её посетителей ежедневно будет проводиться Форум специалистов Hermle AG, которые выступят с докладами по различным темам, посвященным современным технологиям обработки резанием.

Помимо форума для пользователей оборудования Hermle AG будет проведён семинар с практическими советами и "ноу-хау" по технологии фрезерования и токарной обработке. Немаловажное значение компания Hermle AG уделяет сервисному обслуживанию, и на выставке по этому направлению будет проведена презентация и демонстрация предлагаемых сервисных услуг.

Участники и гости выставки

Эксплуатация современных станков невозможна без подготовки высоко классных специалистов. Отдел производственного обучения компании Hermle на собственном выставочном стенде представит свои новые учебные концепции.

К наиболее интересным экспонатам выставки можно отнести:

- не менее 15 моделей станков серии High-Performance-Line, являющейся эталоном технологии с использованием пяти осей;
- несколько моделей станков Performance-Line, которые уступают обрабатывающим центрам серии High-Performance-Line только по динамике и оснащению;

Импеллер, демонстрирующий возможности обрабатывающих центров Hermle

Специальная выставка, в которой примут участие более 50 фирм

Выставка в центре технологии и обучения, ожидается прибытие специалистов от более 1000 фирм

Новая манипуляционная система HSflex

Диск, демонстрирующий возможности обрабатывающих центров Hermle

♦ более 20 частично автоматизированных станков, находящихся в учебно-технологическом центре Hermle AG;

♦ новейшие узлы, изготовленные по генеративной технологии.

Для посетителей выставки во время её проведения будут организованы посещения производственных цехов предприятия.

Выставка будет проведена по адресу: Maschinenfabrik Berthold Hermle AG, Industriestraße 8-12 / D-78559 Gosheim. Время работы выставки со среды по пятницу с 9.00 до 17.00, а в субботу с 9.00 до 13.00.

На сайте www.hermle.de/Hausausstellung2017 можно будет осуществить предварительную регистрацию посетителей выставки. А с 20 марта 2017 года начнёт работать новый веб-сайт компании (www.hermle.de), на котором будет представлена обширная информация по фрезерованию и токарной обработке. В рамках интегрированной кампании "7 аргументов в пользу станка Hermle" на этом сайте в режиме онлайн будет организовано знакомство его посетителей с цифровым миром обрабатывающих центров Hermle.

Домашняя страница нового веб-сайта

За дополнительной информацией российские специалисты могут обратиться в представительство компании Maschinenfabrik Berthold Hermle AG в России по адресу:

127018, Москва, ул. Полковая, д. 1, стр. 4.
Тел.: +7 495 221 83 68.
Факс: +7 495 221 83 93.
Сайт представительства: www.hermle-vostok.ru

УДК 621.45.018.2

СОВРЕМЕННАЯ МЕТОДОЛОГИЯ СОЗДАНИЯ КОНКУРЕНТОСПОСОБНЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И МЕСТО НАУКИ В ЭТОМ ПРОЦЕССЕ

ФГУП "ГНЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова",: **Владимир Иванович Бабкин,** к.т.н.,первый заместитель генерального директора,
Валентин Иванович Солонин, к.т.н., советник генерального директора

Современный авиационный двигатель является уникальным изделием машиностроения, аналогов которому по напряжениям и тепловому состоянию практически нет. Для того, чтобы добиться этого, потребовалось развернуть научные исследования, направленные на разработку перспективных технологий, материалов, поиск новых технических решений и опытно-конструкторские работы (НИОКР) по подтверждению эффективности разработанных технологий и разработать нормативно-техническую документацию, регламентирующую процесс создания авиационного двигателя.

Современный газотурбинный двигатель для гражданской авиации обеспечил за 70-летний срок примерно в 2 раза снижение удельного расхода топлива, многократное повышение ресурса, надежности, безопасности, экологических характеристик и способность эффективно функционировать в существенно различных условиях. Двигатель для военной авиации в 2 раза уменьшил массогабаритные характеристики, на 20-30% снизил удельный расход топлива, обеспечил крейсерский бесфорсажный полёт со сверхзвуковой скоростью, великолепные динамические характеристики, устойчивую работу при больших возмущениях на входе в двигатель и пр. Все эти качества авиационного двигателя позволили превратить авиацию в важнейшую мировую транспортную систему и в основную составляющую обороноспособности страны [1]. В связи с этим авиадвигателестроение за рубежом входит в перечень важнейших критических технологий и при обеспечении создания рассматривается как самостоятельный коммерческий продукт. Кроме того, двигатель создается в 1.5...2 раза дольше планера и авиационного оборудования. И для того, чтобы он "попал" на новый летательный аппарат, требуется опережающая отработка критических технологий и материалов. Такой подход соответствует современной методологии создания авиационных двигателей, направленной на существенное повышение роли научно-технического задела по критическим технологиям, узлам, новым конструктивным решениям, системам перспективных двигателей и увеличение объёмов их опережающей экспериментальной отработки на стадии научно-исследовательских и экспериментальных работ (НИЭР). За рубежом разработка новых технологий играет ключевую роль в обеспечении конкурентоспособности выпускаемой авиационной техники.

В целях достижения максимально возможного уровня технического совершенства, снижения сроков и стоимости разработки двигателей в рамках специальных программ постоянно ведется опережающая отработка новых технических решений. Во многом благодаря этим программам, проводимым при активной поддержке со стороны государства, обеспечивается конкурентоспособность зарубежным авиадвигателестроительным компаниям на мировом рынке.

Программы по двигателям военного и гражданского назначения взаимно дополняют друг друга, поскольку на 70?80% используют общие технологии (методы расчёта, конструкторские решения, конструкционные материалы, технологические процессы и т.д.) при создании новых и модернизации находящихся в эксплуатации двигателей [4].

Кроме того, программы развития технологии, обеспечивающие все возрастающие требования к авиационным двигателям, стимулируют развитие конструкционных материалов, технологического оборудования, электронной, электрической техники и др. Это все обеспечивает новыми технологиями транспорт, энергетику, газоперекачку и другие отрасли промышленности.

США продолжают оставаться мировым лидером в разработке новых технологий для силовых установок летательных аппаратов различного назначения, что позволяет предприятиям авиационной промышленности США занимать ведущие позиции на мировом рынке авиационной техники.

Инициаторами проведения таких исследований в США являются федеральные агентства. В области газотурбинных двигателей, это, прежде всего, Министерство обороны, Министерство транспорта США и NASA, которые строят свою исследовательскую деятельность на основе долгосрочных прогнозов (на 25-50 лет) и стратегических планов работ. Эти планы предусматривают проведение как фундаментальных, так и прикладных исследований, к участию в которых широко привлекаются компании авиационной промышленности и представители академического сектора науки (университеты и государственные научные центры). При этом бюджетное финансирование научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР) по линии Министерства обороны США в несколько раз превышает аналогичную величину других федеральных агентств [2].

Зарубежные авиадвигателестроительные компании уже несколько десятилетий назад перешли на новую методологию создания двигателей, обеспечивающую значительное снижение сроков и стоимости разработки, суть которой состоит в том, что решение о начале опытно-конструкторских работ принимается только тогда, когда компанией накоплен необходимый уровень знаний и проверенных конструкторских решений, обеспечивающих безусловное выполнение поставленной задачи в заданные сроки.

В обеспечение необходимого уровня знаний в процессе проведения программ за рубежом с середины 1990-х годов используются разработанные NASA уровни готовности новых технологий [4].

Эти знания и решения компания получает в результате участия в программах разработки перспективных технологий или, как их еще часто называют, программах обеспечения технологической готовности. В рамках этих программ создаются демонстраторы технологий, на которых отрабатываются детали и узлы перспективных двигателей. До тех пор, пока не будет достигнут уровень готовности технологии, обеспечивающий проведение испытаний демонстрационного газогенератора или двигателя в реальных условиях эксплуатации (уровень технологической готовности TRL=6), ни одна зарубежная компания не будет её использовать при создании двигателя нового поколения.

Но для того, чтобы внедрить проверенные технические решения, необходимо, чтобы на каждом этапе создания продукта (системы) был достигнут необходимый уровень готовности технологических процессов. Сопоставление этапов создания и эксплуатации системы с уровнями готовности технологий и уровнями готовности технологических процессов было разработано Министерством обороны США (МО США) в конце 1990-х - начале 2000-х годов и стало внедряться в аэрокосмической промышленности США (рис. 1) [5], [6].

Таким образом, жизненный цикл двигателя в соответствии с методологией делится на этапы:

- предварительное определение и утверждение концепции (НИЭР);
- разработка технологий, демонстрация технологической готов-

Предварительное определение и утверждение концепции (НИЭР)			Разработка технологий (НИОКР)		Этап разработки и демонстрации системы (ОКР)		Серийное производство и утилизация	
Уровни готовности технологических процессов (MRL)	MRL3	MRL4	MRL6	MRL6	MRL7	MRL8	MRL9	MRL10
	Концепция и проверка в лабораторных условиях	Серийная технология для деталей		Серийная технология для узла (системы)	Серийная технология на заводе	Готовность к МПр	МПр Готовность к СПр	СПр Передача на другие заводы
Уровни готовности технологий (TRL)								
TRI.1 Базовые принципы	TRI.2 Формулирование концепции	TRI.3 Утверждение концепции	TRI.4 Проверка на моделях	TRI.5 Проверка в условиях, близких к натурным	TRI.6 Проверка прототипа в условиях, близких к натурным	TRI.7 Проверка прототипа в реальных условиях	TRI.8 Сертификация системы	TRI.9 Начало эксплуатации

Рис. 1. Этапы создания и эксплуатации двигателя и необходимые уровни готовности технологий (TRL) и уровней готовности технологических процессов (MRL)
(МПр -мелкосерийное производства: СПр - серийное производство)

ности к разработке двигателя (НИИОКР);

- этап разработки и демонстрации готовности двигателя к серийному производству (ОКР);
- серийное производство и утилизация.

В России разработка методологии поэтапного создания двигателя началась с середины 80-х годов, когда был разработан в ЦИАМ, согласован с заказчиками и утвержден ОСТ "Двигатели газотурбинные летательных аппаратов. Порядок выполнения работ на стадии разработки" [7] и "Руководство для конструкторов: обязательные виды и объёмы испытаний опытных экспериментальных ГТД на стендах ЦИАМ" [8].

Однако в конце 80-х годов в стране начались экономические преобразования, которые привели к кризису в авиационной промышленности. Из-за резкого снижения финансирования практически прекратилось создание новых двигателей, и резко сократилось бюджетное финансирование научно-исследовательских работ по разработке новых технологий. В этих условиях интерес к развитию и совершенствованию современной методологии и использование её при создании двигателей потерял актуальность.

Начиная с 2000 года, в авиадвигателестроении, как и во всей экономике страны, начали проявляться элементы оживления и определенного роста промышленного производства. Однако оно происходит в новых условиях открытого рынка при жёсткой конкуренции с ведущими зарубежными авиадвигателестроительными фирмами. Для обеспечения максимально быстрого реагирования на конъюнктуру рынка и получение конкурентоспособных двигателей в минимальные сроки и при минимальных затратах, актуальность внедрения современной методологии создания двигателей сильно возросла. С этой целью разрабатывается целый ряд нормативных документов, развивающих и уточняющих поэтапный порядок создания двигателей [9-15], в котором важнейшую роль играет опережающая экспериментальная отработка ключевых технологий, технологических процессов, узлов, систем, экспериментальных газогенераторов и двигателей-демонстраторов. К сожалению, эти работы не были оформлены в виде обязательных нормативных документов.

Основные положения поэтапной методологии создания перспективного двигателя представлены на рис.2.

Предварительное определение и утверждение концепции и облика двигателя (НИЭР) базируется на научно-техническом прогнозе развития авиационных двигателей, который устанавливает уровень совершенства конкурентоспособного двигателя на 15-20 лет. Прогноз базируется на фундаментальных исследованиях и "прорывных" технологиях. В процессе поисковых НИР 1 и 2 уровней готовности рассматриваются перспективные схемы двигателей, новые материалы, технологические процессы и конструкторские решения. На основе прогнозных исследований формируются технические облики вариантов базового двигателя нового поколения и определяется перечень поисковых НИР для расчётно-экспериментального обоснования выбора концепции двигателя.

В рамках проведения поисковых НИР проводятся расчётно-экспериментальное обоснование эффективности ключевых технологий путем исследований элементов конструкции ступеней, моделей узлов, систем, разрабатывается концепция технологий их изготовления, исследуются новые материалы. В результате этих работ обосновывается возможность их реализации в базовом двигателе и разрабатываются технические задания (ТЗ) на экспериментальный газогенератор (ЭГГ), двигатель-демонстратор и предложения по перечню прикладных НИР. Все эти работы проводятся НИИ с участием представителей промышленности. ТЗ на двигатель-демонстратор и перечень прикладных НИР рассматриваются на НТС заказчика с широким привлечением и оппонированием

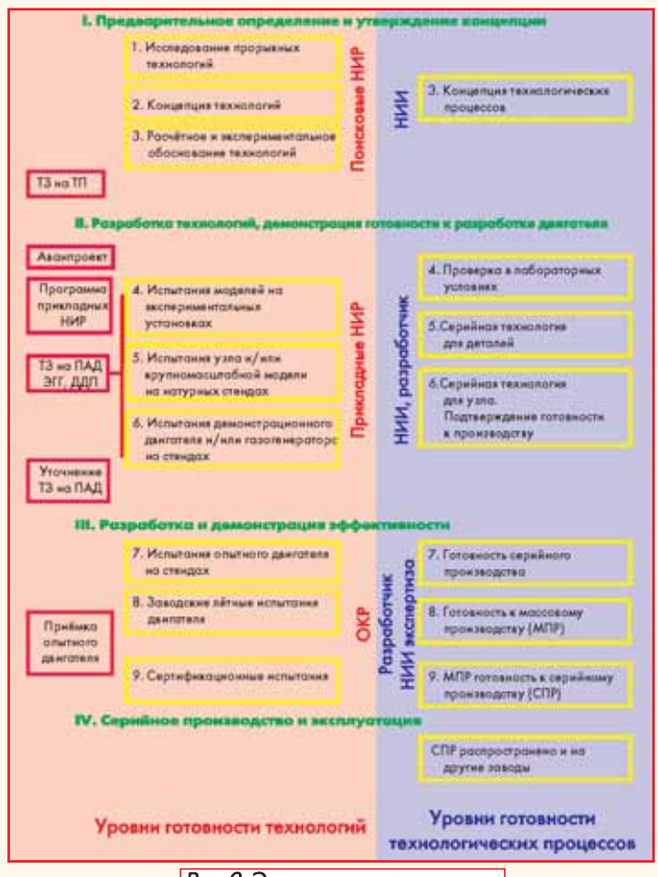


Рис. 2. Этапы создания двигателя

представителей промышленности. После утверждения ТЗ на двигатель и перечня прикладных НИР ОКБ разрабатывает техническое предложение (аванпроект), которое проходит экспертизу ЦИАМ и НИИ промышленности.

Этап разработки технологий базового двигателя проводится ОКБ-разработчиком при тесном взаимодействии с ЦИАМ и НИИ отрасли. В рамках прикладных НИР проводятся работы по исследованию новых технологий и экспериментальные исследования крупномасштабных моделей, полноразмерных узлов. Детали, изготовленные из новых материалов, и производственные процессы должны продемонстрировать приемлемое качество и уровни надежности в условиях, близких к эксплуатационным.

Разрабатывается технико-экономическое обоснование на разработку двигателя совместно с ЦИАМ, НИЦ отрасли и разработчиком летательного аппарата.

На основании разработанного эскизного проекта и выполнения прикладных НИР возможно проведение конкурса по выбору головного разработчика.

После проведения экспертизы выполненных работ ЦИАМ и другими НИИ отрасли совместно с разработчиком летательного ап-

парата уточняется ТЗ на двигатель.

По решению заказчика принимается решение об утверждении ТЗ и разработке технического проекта, а также создания натурных узлов, экспериментального газогенератора и двигателя-демонстратора прототипа. Причем узлы, экспериментальный газогенератор и двигатель-демонстратор, изготовленные по технологическим процессам, максимально приближенным к серийным технологиям, должны пройти исследования в условиях максимально приближенных к эксплуатационным, в том числе в ТБК ЦИАМ. Результаты проведенных работ проходят экспертизу ЦИАМ и НИИ отрасли и заказчика.

На основе экспертизы проводится заседание НТС заказчика, на котором принимается проект Постановления Правительства о разработке и демонстрации заданных эксплуатационных характеристик.

Начинается этап разработки и демонстрации готовности двигателя к государственным (сертификационным) испытаниям (ОКР).

Разрабатывается технический проект, РДК и технологическая документация на опытный двигатель. Проводится экспериментальная проверка узлов, газогенератора и опытного двигателя на обеспечение заданных в ТЗ характеристик во всей области эксплуатации, включая испытания в ТБК и на летающей лаборатории. Испытания проводятся в соответствии с требованиями нормативных документов. Причем изготовление двигателя должно производиться на заводе по серийной технологии. После успешного проведения экспериментальных, доводочных работ проводятся Государственные стендовые испытания, в соответствии с нормативными документами [13], которые являются основой сертификации двигателя. Все эти работы проводятся с широким участием ЦИАМ, НИИ отрасли. Причем все программы испытаний согласовываются с ЦИАМ и по результатам их проведения составляются заключения.

Как было отмечено выше, создание уникального высокотехнологич-ного изделия, которым является авиационный двигатель, невозможно без участия науки и головного института ГНЦ "ЦИАМ им. П.И. Баранова". Уникальные свойства двигателя базируются на фундаментальных и прикладных исследованиях в области газовой динамики, кинетики горения, теплопроводности, динамики и прочности, которые проводятся совместно с другими ГНЦ и институтами РАН.

Так, проводимые в институте расчетно-экспериментальные исследования трёхмерных нестационарных течений послужили основой разработки моделей турбулентности и критериев адекватности при вычислительном моделировании течений в узлах двигателей с учётом нестационарного взаимодействия венцов турбомашин, срывных явлений и их аэроакустических характеристик. Разработанные многодисциплинарные математические модели высокого уровня, верифицированные путем испытаний деталей, ступеней, моделей узлов, позволили разработать: высокоэффективный малошумный вентилятор с надроторным устройством, фронтовые устройства малоэмиссионных камер сгорания, турбинные лопатки большого ресурса с высокоэффективной системой охлаждения, шевронные сопла, активно-реактивные ЗПК и другие новые технические решения.

Эти работы позволили ОКБ приступить к созданию и изготовлению натурных узлов, газогенератора и демонстрационных двигателей нового поколения.

В области динамики и прочности особое внимание уделяется исследованиям конструктивной (реализуемой в конструкции в ожидаемых условиях эксплуатации) прочности, разработке моделей деформирования и разрушения новых материалов (монокристаллических лопаток и гранулируемых дисковых никелевых суперсплавов, интерметаллидов, различных типов композиционных материалов и др.). Эти работы получили широкое признание у научной общественности и специалистов промышленности.

Большой объём пионерских работ был выполнен по механике композиционных материалов. Эти работы включали технологические проработки, механические испытания, физические исследования, разработку методов расчёта. Так, в Институте была разработана структурная теория деформирования композиционных материалов, позволяющая описать физические явления, которые не охватываются механикой однородного анизотропного тела.

Существенное развитие получили методы оценки долговечности и подтверждения ресурса критических по последствиям разрушения деталей двигателя, в том числе с учетом возможного наличия в них дефектов. Создана теория устойчивого роста усталостных трещин, объединяющая процессы разрушения на разных масштабных уровнях от появления трещины до её подрастания в каждом цикле нагружения. На этой основе разработан комплекс методов фрактографического реконструирования и расчётного прогнозирования кинетики усталостных трещин, который используется для назначения интервалов дефектоскопического контроля и прогнозирования циклической долговечности деталей двигателя.

Внедрены в расчетную практику методы, позволяющие оценивать поведение двигателя в экстремальных условиях, в том числе последствия попадания в тракт двигателя посторонних предметов (птиц, льда и др.), обрыва лопатки и т.д.

Как правило, исследования динамики и прочности, начинавшиеся как функциональные, завершаются разработкой рекомендаций для конструкторов и/или нормативных технических документов.

На базе фундаментальных исследований и поисковых работ ЦИАМ с другими ГНЦ формирует прогноз развития авиационных двигателей на 10...15 лет, проводит исследование по формированию облика двигателей будущего и технологий прорывного характера, которые должны обеспечить кардинально улучшенные летно-технические характеристики и значительное снижение уровня шума эмиссии.

Для достижения поставленных целей прорабатываются двигатели принципиально новых схем. Это ТРДД сверхбольшой степени двухконтурности с редуктором, двигатель с "открытым ротором", с регенерацией тепла, с промежуточным охлаждением, "интеллектуальные" двигатели с применением нано- и MEMS-технологий, "электрические" двигатели со встроенным стартером-генератором, магнитными опорами вращающихся валов и др.

В институте проводятся работы по новым "прорывным" технологиям в обеспечение создания этих двигателей. Современная методология создания двигателя базируется на интеграции систем матема-

тического моделирования высших уровней, компьютерного проектирования и автоматизированного изготовления деталей (с использованием новейших материалов и технологических процессов).

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

- ***разработка методологии проведения испытаний*** узлов перспективных авиационных двигателей (математическое моделирование и верификация математической модели, выпуск нормативно-технической и методической документации и т.д.);

- ***совершенствование и развитие методов и средств измерений*** для повышения информативности экспериментальных исследований, сокращения объёма и сроков проведения испытаний, разработка нормативных требований к метрологическому обеспечению испытаний;

- ***улучшение технологического обеспечения испытаний*** путём развития инфраструктуры экспериментальной базы по располагаемым параметрам, разработки экономичных методов испытаний, создания новых стендов и установок;

- ***автоматизация испытаний и информационное обеспечение эксперимента*** путём создания информационно-измерительных и управляющих систем и аппаратно-программных средств для повышения информативности испытаний, надёжности и безопасности работы системы их технологического обеспечения.

Институт обладает уникальной экспериментальной базой, поэтому успех реализации современной методологии не может быть реализован без широкого его участия на всех этапах создания двигателя. Роль института охватывает работы от экспериментальной верификации расчётных методов, испытания деталей, узлов, газогенератора до испытаний опытных двигателей с имитацией условий их работы, максимально приближенных к эксплуатационным. Роль и место экспериментальных исследований при создании двигателя подробно описаны в работе [3].

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

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

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

В настоящее время авиационная промышленность приступила к созданию ряда летательных аппаратов и двигателей нового поколения к ним. Причем в современных политических условиях сроки

создания их должны быть максимально сокращены, в связи с чем особую актуальность приобретает создание развернутой программы прикладных НИР по отработке новых технологий, узлов, экспериментальных газогенераторов, которые должны проводиться при тесном взаимодействии ОКБ с ЦИАМ и завершаться испытаниями в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным, по согласованными с институтом программам.

Таким образом, успех создания конкурентоспособных двигателей нового поколения в значительной мере будет определяться соблюдением современной методологии создания двигателей.

Литература

1. Бабкин В.И., Цховребов М.М., Солонин В.И., Ланшин А.И. Развитие авиационных ПД и создание уникальных технологий. Двигатель № 2 (86), 2013 г.
2. Бабкин В.И. Роль и место науки в инновационном развитии авиационного двигателестроения. Двигатель № 3(105) 2016 г.
3. Бабкин В.И. Солонин В.И. Роль и место экспериментальных исследований при создании перспективных авиационных двигателей. Двигатель № 4 (100) 2015 г.
4. Работы ведущих авиадвигательных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Под общей редакцией д.т.н. Скибина В.А. и к.т.н. Солонина В.И. / ЦИАМ 2004 г. С. 424.
5. Jim Morgan. Manufacturing Readiness Levels (MRLs). In an S& T Environment. U.S. Air Force, 2008.
6. Jim Morgan. An Orientation to: Manufacturing Readiness Levels and Manufacturing Readiness Assessments. U.S. Air Force, 2007.
7. ОСТ 102501-84. Двигатели газотурбинные летательных аппаратов. Порядок выполнения работ на стадии разработки 1984 г.
8. Руководство для конструкторов. Обязательные виды и объёмы испытаний опытных и экспериментальных авиационных ПД на стендах ЦИАМ, 1987 г.
9. РТМ 300-01. Типовая номенклатура специальных стендовых испытаний экспериментальных газогенераторов и демонстрационных авиационных двигателей-прототипов 2007 г.
10. Положение о порядке создания и объёме испытаний демонстрационного двигателя-прототипа нового поколения для магистральных самолётов гражданской авиации, 2007 г.
11. Положение по методологии создания авиационных двигателей гражданского назначения, 2010 г.
12. Положение по методологии создания авиационных газотурбинных двигателей военного назначения 2007 г.
13. Типовая программа Государственных стендовых испытаний 2010 г.
14. РДК Обязательные виды и объемы испытаний узлов авиационных двигателей, 2005 г.
15. РДК по выбору и проверке запасов газодинамической устойчивости авиационных силовых установок, 2005 г.
16. Нормы прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской (военной) авиации, 2004 г.
17. Общие технические условия на изготовление, ремонт, приемку и поставку авиационных серийных двигателей воздушных судов (ОТУ-2012), 2012 г.

УДК 532.526

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ РЕАЛЬНЫХ ГАЗОВ. БЛАГОРОДНОЕ УРАВНЕНИЕ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

Получено уравнение состояния для реальных газов, использующее новую интерпретацию второго начала термодинамики. Получены и объяснены с термодинамической точки зрения границы нейтральных областей химически активных газов.

The equation of a condition for the real gases, using new interpretation of the second beginning of thermodynamics is received. Are received and explained from the thermodynamic point of view of border of neutral areas of chemically active gases.

Ключевые слова: ***турбулентность, реальный газ, термодинамическое состояние, химическая активность.***

Keywords: ***turbulence, real gas, a thermodynamic condition, chemical activity.***

Современные требования к ракетной науке отличаются высоким уровнем ее качества. Да! Ракеты летают. Но все еще очень много времени и сил требуется на их отработку. Используется очень много дорогостоящей эмпирики, так как основные уравнения сохранения либо применяются не корректно, либо они настолько приближенны, что их необходимо подправлять путем пополнения экспериментальными коэффициентами. Все еще в ракетной технике сильна традиционность. Конечно! Столько лет потратили на построение моделей и громоздких программ расчета, а теперь их надо серьезно корректировать. По-человечески в такой ситуации чувствуешь себя неуютно. Какой необходимо сделать для себя вывод? Нужно открыто идти к новым качественным достижениям и составлять свои методики - программы с возможностью присутствия в них на выходе некой производной, позволяющей их дорабатывать с течением времени. Побольше надо в себе сомневаться и не считать себя ученым всех времен и народов. Найдутся люди, которые укажут тебе на твое место. Скромность, но неподдельная, кичащаяся, а нормальная, человеческая, христианская, не дающая ущерблять качество, а преодолевать крикливость и зависть.

Естественный вопрос. Можно ли критиковать классиков, гениев или нет? Можно и даже нужно. На то они и классики, что не ограждены бетонными заборами, выстроенными "заботящимися" о них современниками, а открыты для обсуждения и глубокого анализа, а их достижения являются сами по себе монолитными железобетонными заборами против псевдонауки.

Понятно, что замахнуться на устои всегда требует огромного мужества, но это надо делать. И пусть эти устои тысячи раз проверены и казались бы незыблемыми, но если новое их уточняет (не дай Бог опровергает), то это - достойно уважения. Мы часто пользуемся уравнением Менделеева-Клапейрона. Но мы же знаем, что оно для идеального газа. Все мы преклоняемся перед гигантом Леонардом Эйлером, но его уравнение движения не является вязким и сжимаемым, то есть не для реальных газов. Кажется, что уравнение Навье-Стокса является пределом научного достижения и вожделением любого газодинамика, но оно выведено для так называемого "замороженного" газа и, строго говоря, не учитывает реальных свойств продуктов сгорания. А второе начало термодинамики? Почему все критикуют Клаузиуса за гипотезу тепловой смерти Вселенной? Может потому, что этому великолепному закону была дана не совсем точная интерпретация? В общем, Граждане Ученые! Не молитесь на Гениев как на Бога. Гении - тоже люди и, как правило, люди скромные и небогатые. Для них основное богатство - творчество и "Божья слеза", которая ниспадает на них, оставляя человечеству нетленные знания. Они тоже ошибаются, но реже, чем мы, простые люди. Все-таки будем смотреть на некоторые достижения науки критически, и искать среди уже сделанного, не учтённое. То, что позволит приблизиться еще больше к реальности. А именно, в нашем случае попробуем приблизиться к реальным газам, продуктам сгорания в РД. К их закономерностям и тем самым хоть на немножко может быть снизим затраты на отработку и создание изделий нашей российской ракетной науки и техники.

Анализ уравнения состояния Менделеева-Клапейрона

Это уравнение для идеального газа. Когда говорят, что это такое за понятие - идеальный газ, то отвечают - это такой газ, который подчиняется закону Менделеева-Клапейрона. Закон является обобщением великолепных работ Гей-Люссака, Бойля-Мариотта и Шарля. В основе его лежит константа Больцмана и число Авогадро:

$$\frac{PV}{T} = R.$$

Когда говорят о реальных газах, то часто пользуются субъективным выражением Ван-дер-Ваальса, учитывающим объем, занимаемый молекулами и внутреннее давление, обусловленное взаимным притяжением этих молекул. Это так называемые поправки. Есть и другие уравнения, и другие обоснования поправок, но это, последнее, пожалуй, самое популярное.

В работе [1] дано определение: *"Все реальные газы являются пара́ми тех или иных жидкостей и чем ближе газ к переходу в жидкое состояние, тем больше его свойства отклоняются от свойств идеального газа"*. Это определение очень удобно для анализа и, оно позволяет проследить перманентность при исследовании процессов.

При выводе основного соотношения будем отталкиваться от законов термодинамики.

В работе [2] при анализе второго начала термодинамики было показано, что энтропия всегда больше газовой постоянной. Предельное нижнее значение энтропии достигается при условии равновесия термодинамической системы, при равенстве ее газовой постоянной R. При этом $d(S/R) = 0$. Или $(S = R)$. Что это означает? Это означает то, что и

$$\frac{PV}{ST} \cdot \frac{RT}{PV} = \frac{R}{S} = \Sigma.$$

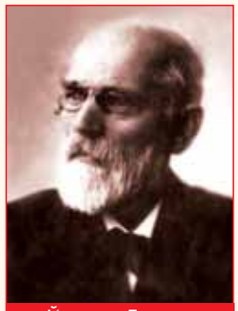
Последнее равенство характеризует сжимаемость реального газа [1] (идеальный газ - несжимаемый). Другими словами характеризовать реальный сжимаемый газ можно, зная величину Σ:

$$\frac{PV}{ST} = \Sigma \frac{PV}{RT} .$$

Где взять эту величину? Конечно из эксперимента. И еще: конечно, можно получить это уравнение, правильно рассчитав энтропию. Последнее уравнение не случайно содержит среди членов энтропию. Именно энтропия характеризует реальный термо-

Дмитрий Иванович Менделеев

Бенуа Поль Эмиль Клайперон


Йоханнес Дидерик Ван-дер-Ваальс

Жозеф Луи Гей-Люссак

динамический процесс. Она ответственна за релаксацию при термохимических процессах.

В первом приближении попробуем установить связь энтропии с другим очень важным параметром - показателем адиабаты k.

Запишем уравнение (1-2)^{го} начала термодинамики для равновесного случая:

$$TdS = dU + PdV.$$

Здесь можно предложить одно искусственное преобразование. Во-первых, введем под дифференциал dS величину газовой постоянной, обезразмерив при этом энтропию, а затем умножим и разделим это отношение на температуру. Получим под дифференциалом отношение связанной энергии ST к большому термодинамическому потенциалу RT:

$$RTd\frac{ST}{RT} = \frac{1}{k-1}RdT - \frac{RT}{\rho}d\rho.$$

Далее преобразуем:

$$d\frac{S}{R} = d\ln\frac{T^{\frac{1}{k-1}}}{\rho} \text{ или } d\frac{S}{R} = d\ln\frac{T^{\frac{k}{k-1}}}{P}.$$

Получим известное соотношение для изоэнтропического и адиабатического процессов. Делая одновременно умножение и деление на PV/T, получаем:

$$d\Sigma = d\frac{1}{\ln\frac{T^{\frac{k}{k-1}}}{P}}.$$

В результате интегрирования этого уравнения получаем:

$$\Sigma = \frac{1}{\ln\frac{\bar{T}^{\frac{k}{k-1}}}{\bar{P}}}.$$

Относительные значения

$$\bar{T} = \frac{T}{T_{кр}} \text{ и } \bar{P} = \frac{T}{T_{кр}}$$

можно вычислить, используя из [3-6] табличные значения.

Анализ уравнения импульсов

В работе [7] было получено уравнение импульсов для реальных термодинамических систем, учитывающее релаксационные процессы, происходящие с продуктами сгорания РД:

$$\frac{d\vec{j}}{d\tau} = -\,\mathrm{grad}P + \frac{4}{3}\nu\,\mathrm{grad}\,\mathrm{div}\vec{j} - \nu\,\mathrm{rot}\,\mathrm{rot}\vec{j} - P\,\mathrm{grad}\ln\left(\rho^{\frac{k+1}{k-1}}\cdot e^{-\frac{Q_p - ST}{RT}}\right).$$

В последнем члене за градиентом стоит величина, являющаяся логарифмом константы равновесия и при ее постоянстве этот член пропадает, а уравнение соответствует уравнению Навье-Стокса. Ранее автором было показано [2], что последний член пропадает при "замороженном" или "равновесном" течениях.

Очевидно, что последний член уравнения содержит энтальпию образования вещества, которая в общем случае представлена значением Q_P.Тогда видно, что под экспонентой находится потенциал Гиббса **G**. Если учесть особенности операции "grad ln" и то, что потенциал Гиббса линейно связан с потенциалом Гельмгольца, то в последнем члене вместо разности (Q_P - ST) может стоять величина свободной энергии

$$F = \mathbf{G} - RT = Q_p - RT - ST.$$

Свободная энергия (потенциал Гельмгольца) также однозначно отражает интенсивность химической реакции и чем больше потенциал Гельмгольца, тем эта интенсивность больше. Записав потенциал в виде разности внутренней и связанной энергий

$$F = U - ST,$$

учитывая результаты анализа второго начала термодинамики [2], получаем возможное максимальное значение свободной энергии:

$$F_{max} = U - RT.$$

Если потенциал Гельмгольца минимален (равен нулю), то реакции в системах прекращаются и уравнение импульсов превращается в уравнение Навье-Стокса.

Определим границу, где прекращаются реакции. Для этого приравниваем правую часть потенциала к нулю

$$U - ST = 0.$$

Из молекулярно-кинетической теории [8] следует, что

$$U = 3/2RT.$$

Тогда, если

$$ST = 3/2RT, \text{ то}$$

$$[1/(k-1)]RT - (3/4)RT = 0 \text{ и } k = 5/3 = 1{,}666...$$

Аналогичное решение получается и при равенстве потенциала Гиббса нулю.

Это означает, что, начиная с показателя адиабаты k = 1,666... химические процессы в термодинамической системе прекращаются. Действительно, показатель адиабаты k ≈ 1,67 соответствует нейтральным газам восьмой группы периодической системы химических элементов Дмитрия Ивановича Менделеева. Это газы: гелий (He), неон (Ne), аргон (Ar), криптон (Kr), ксенон (Xe) и радон (Rn). Эти газы еще называют благородными. Они имеют заполненную атомарную структуру и по определению не имеют валентных электронов. Химическая активность этих газов равна нулю и при соприкосновении с любыми химически активными газами, реакции между ними не произойдет. Интересно было посмотреть, есть ли еще газы, обладающие свойством k > 1,666.... Оказывается есть. В таблицах того же справочника [3] и в [4, 5] приводятся значения показателей $\chi = C_P/C_V$ некоторых распространенных химически активных газов в зависимости от давления и температуры. Анализ показывает, что, начиная с некоторых значений P и T у всех газов есть области пересечения адиабаты k = 1,666...

Отношение теплоёмкостей $\chi = C_P/C_V$ азота (N_2) при различных температурах и давлениях

T, K	1 атм	10 атм	100 атм
100	1,424	-	-
140	1,410	1,526	-
180	1,406	1,462	-
220	1,403	1,437	1,85
260	1,402	1,424	1,65
300	1,401	1,417	1,566
350	1,400	1,411	1,512

Отношение теплоёмкостей $\chi = C_P/C_V$ аммиака (NH_3) при различных температурах и давлениях

T, K	1 атм	10 атм	100 атм
320	1,308	1,410	-
340	1,298	1,356	-
360	1,304	1,343	-
400	1,277	1,315	-
460	1,260	1,279	1,668
520	1,232	1,258	1,447
580	1,230	1,243	1,333

Отношение теплоёмкостей $\chi = C_P/C_V$ водорода (H_2) при различных температурах и давлениях			
T, K	1 атм	10 атм	100 атм
30	1,736	-	-
50	1,684	1,913	-
70	1,655	1,738	2,256
90	1,611	1,655	1,945
110	1,563	1,536	1,768
130	1,521	1,500	1,654
150	1,488	1,461	1,579

Отношение теплоёмкостей $\chi = C_P/C_V$ воздуха при различных температурах и давлениях			
T, K	1 атм	10 атм	100 атм
120	1,4166	1,6395	-
140	1,4119	1,5350	-
160	1,4089	1,4896	-
180	1,4071	1,4648	-
200	1,4057	1,4489	2,1376
240	1,4040	1,4313	1,7439
280	1,4024	1,4214	1,6094
300	1,4017	1,4177	1,5711

Отношение теплоёмкостей $\chi = C_P/C_V$ кислорода (O_2) при различных температурах и давлениях			
T, K	1 атм	10 атм	100 атм
220	1,403	1,441	2,120
260	1,400	1,425	1,721
300	1,396	1,414	1,599
350	1,391	1,403	1,526
400	1,382	1,391	1,478

Отношение теплоёмкостей $\chi = C_P/C_V$ метана (CH_4) при различных температурах и давлениях			
T, K	1 атм	10 атм	100 атм
215	1,33	1,32	3,84
225	1,33	1,32	2,54
235	1,32	1,32	2,03
250	1,32	1,32	1,74
280	1,31	1,31	1,54
300	1,3	1,31	1,48
350	1,28	1,29	1,4

Отношение теплоёмкостей $\chi = C_P/C_V$ пропана (C_3H_8) при различных температурах и давлениях			
T, K	1 атм	10 атм	100 атм
240	1,80	-	-
260	1,125	-	-
280	1,106	-	-
300	1,143	-	-
340	1,111	1,169	-
360	1,109	1,147	-
400	1,097	1,124	-
440	1,088	1,112	1,519

Отношение теплоёмкостей $\chi = C_P/C_V$ двуокиси углерода (CO_2) при различных температурах и давлениях			
T, K	1 атм	10 атм	100 атм
220	1,349	-	-
250	1,324	1,416	-
300	1,293	1,352	-
350	1,271	1,305	2,40
400	1,254	1,276	1,630
450	1,241	1,256	1,463
500	1,230	1,241	1,387

Отношение теплоёмкостей $\chi = C_P/C_V$ окиси углерода (CO) при различных температурах и давлениях			
T, K	1 атм	10 атм	100 атм
280	1,402	1,424	1,698
300	1,401	1,420	1,633
350	1,399	1,414	1,542
400	1,396	1,406	1,494

Получается, что в определенной области параметров *P* и *T* кислород и другие весьма активные газы становятся нейтральными. Может быть этот феномен, являющийся следствием анализа потенциала Гельмгольца, сможет объяснить многие неравновесные процессы в химической термодинамике, например, процесс воспламенения топлива? И еще! Может быть, есть термодинамические области у нейтральных газов, где они становятся химически активными (k < 1,666...)? Формально, в соответствии с приведенными в работах [3, 7] таблицами для благородных газов (гелия и аргона) границами этой области можно считать: *T* = 100 K и *P* = 1 МПа для первого газа, а *T* = 100 K и *P* = 0,1 МПа - для второго.

Отношение теплоёмкостей $\chi = C_P/C_V$ этилена (C_2H_4) при различных температурах и давлениях			
T, K	1 атм	10 атм	100 атм
320	1,22	1,21	2,29
330	1,22	1,21	1,79
340	1,21	1,20	1,57
350	1,21	1,20	1,45

Тогда можно объяснить реакции того же криптона с другими веществами и появление таких соединений как дифторид криптона KrF_2, тетрафторид криптона KrF_4 и криптонат бария $BaKrO_4$. Итак, получается, что уравнение Навье-Стокса справедливо только для благородных газов. По аналогии с уравнением Эйлера, которое часто называют идеальным, последнее можно называть благородным уравнением.

Отношение теплоёмкостей $\chi = C_P/C_V$ гелия (He) при различных температурах и давлениях			
T, K	1 атм	10 атм	100 атм
100	1,6684	1,6650	1,6502
220	1,6693	1,6693	1,6622
300	1,67	1,6686	1,6640
400	1,67	1,666	1,6655
600	1,67	1,6677	1,6666
800	1,67	1,6688	1,662
1000	1,67	1,6688	1,6673
1200	1,67	1,6688	1,662
1500	1,67	1,6688	1,6673

Отношение теплоёмкостей $\chi = C_P/C_V$ аргона (Ar) при различных температурах и давлениях			
T, K	1 атм	10 атм	100 атм
100	1,627	-	-
120	1,678	-	-
140	1,675	-	-
160	1,674	1,803	-
180	1,675	1,759	-
200	1,674	1,740	2,021
240	1,673	1,711	2,328
260	1,671	1,709	2,17

Литература

1. Г.А. Мухачев, В.К. Щукин. Термодинамика и теплопередача // М. Высшая школа, 1991.
2. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Новая интерпретация второго начала термодинамики и теорема векторного анализа о соотношении движений // Двигатель №5, 2016.
3. Таблицы физических величин. Справочник под ред. акад. И.К. Кикоина // М. Атомиздат, 1976.
4. В.В. Сычёв, А.А. Вассерман, В.А. Загорученко и др. Термодинамические свойства метана // М. Изд. стандартов. 1979 г.
5. В.В. Сычёв, А.А. Вассерман, Е.А. Головский и др. Термодинамические свойства этилена // М. Изд. стандартов. 1980 г.
6. А.М. Шехтман. Газодинамические функции реальных газов // М. Энергоатомиздат. 1988 г.
7. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Вывод уравнения импульсов из начал термодинамики // Двигатель №3, 2016.
8. А.К. Кикоин, И.К. Кикоин. Молекулярная физика // М. Наука, 1976.

Связь с автором: swgeorgy@gmail.com

ЮЛИАН НИКОЛАЕВИЧ НЕЧАЕВ

24 января 2017 г. на 98-м году ушел из жизни Нечаев Юлиан Николаевич - генерал-майор авиации, профессор кафедры теории авиационных двигателей Военно-воздушной инженерной академии им. проф. Н.Е. Жуковского, доктор технических наук, Заслуженный деятель науки и техники РФ, Академик: Академии Наук Авиации и воздухоплавания; Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского; Русской академии наук и искусства.

Ю.Н. Нечаев родился 19 июня 1919 года в г. Днепропетровске (Екатеринославле) в семье государственного служащего геологоразведывательной службы. Окончил среднюю школу в 1937 г. в г. Сталинабаде (Душанбе) и поступил на механико-математический факультет Московского государственного университета, который закончил в 1941 г. На мехмате МГУ прошел военную подготовку и получил офицерское звание - старшего лейтенанта.

С первых дней Великой Отечественной войны был призван в армию и направлен на фронт - в составе 523 истребительного авиационного полка 1-й Воздушной армии 3-го Белорусского фронта. Был назначен вначале дублером инженера эскадрильи, а затем - инженера полка. Отвечал за подготовку самолетов к боевым вылетам.

В 1944 г. подал заявление и после сдачи конкурсных вступительных экзаменов был зачислен на инженерный факультет ВВИА им. Н.Е. Жуковского.

Закончил Академию в 1945 г. и сразу же поступил в адъюнктуру при кафедре теории авиационных двигателей, возглавляемой в то время академиком Б.С. Стечкиным. Под его руководством защитил кандидатскую диссертацию - в 1949 г., в 1958 г. стал доктором технических наук. С 1945 по 2011 г. служил и работал на кафедре теории авиационных двигателей (каф. №17) на профессорско-преподавательских должностях, а в 1969-1982 гг. возглавлял ее.

В ВВИА и ряде смежных организаций им создана и успешно развивается научная школа по процессам, характеристикам и законам управления авиационных и аэрокосмических силовых установок.

Более 20 лет являлся руководителем секции №15 "Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов" академических научных чтений по космонавтике (Королёвских чтений) РАН.

Ю.Н. Нечаев является автором более 300 научных трудов, 6 монографий, 50 учебников и учебных пособий, главными из которых являются учебники по теории авиационных двигателей для ВУЗов ВВС, более 15 авторских свидетельств и патентов на изобретения.

Награжден орденами: Отечественной войны I степени, Красной Звезды, "За службу Родине в Вооруженных силах СССР", многими медалями, а также почетными знаками "За выдающиеся заслуги в космонавтике" 1,2 и 3 степеней и Серебряной медалью академика В.Ф. Уткина.

Администрация ЦИАМ

Редакция журнала "Двигатель" присоединяется к словам сотрудников ЦИАМ и выражает глубокое соболезнование родным и близким одного из наших самых глубокоуважаемых авторов Юлиана Николаевича Нечаева. Его уход - огромная потеря для отечественной науки. Практически всё поколение учёных, инженеров и администрации, на которых держится сейчас авиация, в той или иной мере - ученики Юлиана Николаевича - или непосредственно, или по тем прекрасным учебникам и пособиям, автором и инициатором которых он был. Он не так часто печатался у нас, но каждая из его статей была несомненным событием и в жизни журнала и в научной жизни страны. Мы горды тем, что первая публикация в 2003 году по новому пульсирующему реактивному двигателю Ю.Н. Нечаева в компании прекрасных авторов случилась именно в нашем журнале. Память об этом учёном и учителе сохранится до тех пор, пока в России будут исследоваться и строиться новые авиационные двигатели.

Мы надеемся, что вечно.

Редакция журнала "Двигатель"

ИНФОРМАЦИЯ

Немецкий электрический самолет Extra 330LE поставил рекорд скороподъемности на высоту 3000 м, поднявшись на неё за 4 мин. 22 с. Скороподъемность электрического самолета составила 11,5 м/с. Новый рекорд зарегистрирован в категории электрических самолетов с максимальной взлетной массой от 500 до 1000 кг. Аналогичный рекорд был поставлен в 2015 г. американским поршневым самолетом Lancair Legacy, который поднялся на эту же высоту за 1 мин. 59 с.

Немецкий электрический самолет Extra 330LE оборудован литий-ионными аккумуляторами и электромотором Siemens SP260D, способным выдавать мощность до 260 киловатт. Масса двигателя составляет 50 килограммов.

В мае 2016 г. полностью электрический самолет представила американская компания Aero Electric Aircraft. Он получил название Sun Flyer. Самолет предназначен для начальной подготовки летчиков гражданской авиации. Sun Flyer оснащен литий-ионными аккумуляторами, благодаря которым может находиться в воздухе до трех часов.

На верхней плоскости крыла учебного самолета установлены солнечные батареи, которые в полете подзаряжают аккумуляторы. В режиме крейсерского полета солнечные панели могут обеспечивать до 20 % энергии, необходимой электродвигателю. Взлетная масса двухместного учебного самолета составляет 1,2 т.

УДК 621.4

ПУЛЬСИРУЮЩИЙ ПОРШНЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ

Александр Фроимович Равич, к.ф.-м. н.,
Вячеслав Николаевич Опрышко, профессор, к.т.н., д-р философских наук,
ФГОУ ВПО Саратовский Гос. Аграрный университет им. Н.И.Вавилова,
Сергей Николаевич Богданов, профессор, д.т.н.,
Московский Автомобильно - Дорожный Гос. Технический Университет (МАДИ).

Термодинамический анализ теоретического цикла и оценка конкурентоспособности поршневого двигателя внутреннего сгорания с импульсно-аккумулятивным предварительным расширением рабочего тела.
The subjects of this article are the thermodynamic analysis and the estimation of competitiveness of the internal combustion engine with preliminary impulsively-accumulative expansion of a discrete working gas stream being generated by compressor and pulsating combustion chamber. The main result of the analysis is that, in theory, under the same initial conditions of the working body generation a pulsating piston internal combustion engine surpasses essentially an analogous traditional internal combustion engine in the basic indicated indices – efficiency, capacity and specific fuel expenditure etc.
Ключевые слова – поршневой двигатель внутреннего сгорания, импульсный генератор, аккумулятивный процесс, термодинамический анализ, оценка конкурентоспособности.
Keywords: piston internal combustion engine; impulse generator; accumulative process; thermodynamic analysis; estimation of competitiveness

0.Введение

Далее следует продолжение статьи [1], в которой были изложены результаты анализа возможности построения и конкурентоспособности поршневых двигателей внутреннего сгорания (ПДВС) с предварительным расширением рабочего тела при постоянных давлении и плотности (аккумулятивные ПДВС). Используются принятые в [1] обозначения и методология термодинамического анализа и оценки конкурентоспособности проекта.

1. Проект.

Рассматривается Пульсирующий Аккумулятивный Поршневой Двигатель Внутреннего Сгорания (ПуАПДВС), отличающийся от представленного в [1] аккумулятивного ПДВС с подводом теплоты при постоянном давлении тем, что вместо камеры сгорания непрерывного действия используется Импульсный Генератор (ИГ), обеспечивающий последовательно-дискретный подвод теплоты при постоянном объёме и генерирующий на входе в поршневой силовой агрегат импульсный процесс. Здесь импульсный процесс - это непрерывная последовательность, именуемых далее импульсами, "серийных" процессов политропного расширения дискретных зарядов рабочего тела.

1.1.Детали.

ИГ включает две Пульсирующие Камеры Сгорания (ПКС), синхронизированные в противофазе (детали ниже).

Рабочий цикл ПКС включает три последовательных такта: (1) формирование заряда рабочей горючей смеси (впуск сжатого воздуха от компрессора, ввод топлива и смесеобразование), (2) сгорание и (3) выпуск.

Процессы газообмена в рабочем цикле ПКС обеспечивают заслонка на впуске, заслонка на выпуске и затвор.

Заслонка на впуске открывает/ закрывает канал компрессор⇒ПКС,

заслонка на выпуске - канал ПКС⇒цилиндр предварительного расширения.

Затвор действует как поршень в цилиндре, обеспечивая **впуск** в ПКС сжатого воздуха от компрессора (прямой ход затвора) и **выпуск-вытеснение** сгенерированного заряда рабочего тела из ПКС в цилиндр предварительного расширения (обратный ход затвора).

1.2. Функционирование и синхронизация ИГ.

Опции открытие-закрытие заслонок на впуске и выпуске ПКС осуществляются в моменты достижения крайних положений в процессе возвратно-поступательного движения затвора (в мёртвых точках).

В верхней мёртвой точке (завершение выпуска) заслонка на выпуске закрывается, заслонка на впуске открывается.

В нижней мёртвой точке (завершение впуска) заслонка на впуске закрывается, далее осуществляется, по принятому здесь допущению, мгновенный такт сгорания, после чего заслонка на выпуске открывается.

Таким образом, такт формирования заряда рабочей горючей смеси осуществляется при открытой заслонке на впуске и закрытой заслонке на выпуске, такт сгорания осуществляется при закрытых заслонках на впуске и выпуске, такт выпуска осуществляется при закрытой заслонке на впуске и открытой заслонке на выпуске.

Вышеуказанная (1.1.) синхронизация в противофазе ПКС, составляющих ИГ, достигается путём "запараллеливания" процессов впуска и выпуска в результате принудительной разнонаправленности ходов затворов.

1. 3. Синхронизация ИГ и цилиндров предварительного расширения.

В процессе выпуска затвор вытесняет сгенерированный заряд рабочего тела из ПКС в освобождаемое поршнем пространство цилиндра предварительного расширения. Очевидно, для того, чтобы соответствующий импульс был энергоотдающим, необходимо, чтобы освобождаемый объём $V_{fI} = V_f / k$, где V_f - объём цилиндра предварительного расширения, k - число импульсов за полный ход поршня, был больше объёма V_{zI} рабочего пространства ПКС. В этом случае импульс будет политропным процессом расширения и будет выполнено условие работоспособности Проекта.

1.4. Проект в целом.

Крупным планом пульсирующий ПДВС включает следующие компоненты:

компрессор⇒импульсный генератор;

цилиндры предварительного расширения;

цилиндры последующего расширения;

система автоматического управления газообменом между импульсным генератором и цилиндрами предварительного расширения, между цилиндрами предварительного и последующего расширения и между цилиндрами последующего расширения и внешней средой;

механизм отбора мощности.

В момент завершения рабочего процесса в цилиндре предварительного расширения (прямой ход поршня) импульсный генератор переключается на другой цилиндр предварительного расширения, а в процессе обратного хода поршня осуществляется последующее расширение рабочего тела в цилиндр последующего расширения большего объёма.

В процессе обратного хода поршня в цилиндре последующего расширения осуществляется выпуск отработанного рабочего тела.

Далее:

Ц1 - цилиндр предварительного расширения,

Ц2 - цилиндр последующего расширения,

последовательность (*Ц1⇒Ц2*) образует тандем-блок.

Далее рассматривается минимальная конфигурация ПуАПДВС, включающая, кроме компрессора и ИГ, два, работающих в противофазе, тандем-блока.

Рабочий цикл проекта осуществляется за два хода поршня; при этом 2 такта предварительного расширения + 2 такта последующего расширения из 6 (включая 2 такта выпуска), осуществляемых в *Ц1* и *Ц2*, являются рабочими, т.е. преобразуемыми в полезную работу.

2.Теоретическая работа цикла.

Ниже, дополнительно к системе обозначений [1]:

L - работа (МДж), l - удельная работа (МДж/кг рабочего тела),

k - число импульсов за полный ход поршня,

индекс I обозначает параметры процессов в ИГ.

2.1.

В принятых обозначениях теоретическая работа цикла проекта:

$L_i = L_{fI} + L_{fA} + L_d - L_c$, где

$L_{fI} = k * L_I$ - суммарная работа импульсного процесса $(z \Rightarrow f)_I$ в *Ц1*;

$L_I = (\rho_z * V_{zI} - \rho_f * V_{fI})/(n_f - 1)$ - работа (политропного) импульса;

$L_{fA} = \rho_f * V_f$ - работа процесса $(z \Rightarrow f)_A$ с $\rho_f = const$, $r_f = const$ аккумуляции, отработанных и "трансформированных" в результате политропного расширения дискретных зарядов рабочего тела в *Ц1*;

$L_d = (\rho_f * V_f - \rho_d * V_d)/(n_d - 1)$ -работа последующего расширения *Ц1⇒Ц2*;

L_c - работа сжатия воздуха в компрессоре;

V_{zI}, V_{fI} - определено выше (1. 3.);

ρ_z - максимальное давление рабочего тела в ПКС, определяется из известного уравнения сгорания при постоянном объёме [4];

$\rho_f = \rho_z * (V_{zI} / V_{fI})^{n_f}$-давление рабочего тела в момент завершения процесса импульсного политропного расширения;

n_f - показатель политропы импульса.

2.2.Сглаживание.

Обозначим

$V_z = k * V_{zI}$.

Тогда из предыдущего, с учётом $V_f = k * V_{fI}$ (1. 3.), следует.

$L_{fI} = (\rho_z * V_z - \rho_f * V_f)/(n_f - 1)$.

В контексте данной статьи это значит, что "пилообразный" импульсный процесс $(z \Rightarrow f)_I$ термодинамически эквивалентен обычному монотонному политропному процессу $(z \Rightarrow f)_P$ расширения рабочего тела, где

z - начальное состояние процесса с параметрами ρ_z, r_z,

f - конечное состояние процесса с параметрами ρ_f, r_f.

Это даёт основание, вместо исследуемого рабочего цикла, рассматривать термодинамически эквивалентный цикл, работающий по схеме:

$\Rightarrow (a \Rightarrow c)_P \Rightarrow (c \Rightarrow z)_{TV} \Rightarrow \{(z \Rightarrow f)_P + (z \Rightarrow f)_A\} \Rightarrow (f \Rightarrow d)_P \Rightarrow (d \Rightarrow a)_{TV} \Rightarrow$, где

$(a \Rightarrow c)_P$ - процесс политропного сжатия воздуха,

$(c \Rightarrow z)_{TV}$ - процесс изохорного подвода теплоты и генерации рабочего тела,

$(z \Rightarrow f)_P$ - процесс предварительного политропного расширения рабочего тела,

$(z \Rightarrow f)_A$ - процесс предварительного аккумулятивного расширения рабочего тела,

$(f \Rightarrow d)_P$ - процесс последующего политропного расширения рабочего тела,

$(d \Rightarrow a)TV$ - процесс изохорного отвода теплоты и выпуска рабочего тела.

Отличие так определённого гладкого эквивалента от исходного цикла состоит в том, что все перечисленные составляющие цикл процессы монотонны.

Подстановка полученного выше "гладкого" эквивалента Lf I в выражение Li даёт

$L_i = (\rho_z * Vz - \rho_f * V_f)/(n_f - 1) + \rho_f * V_f + (\rho_f * V_f - \rho_d * V_d)/(n_d - 1) - L_c$.

3.Мажорантный цикл.

"Точки" a, c, z, d гладкого эквивалента (2.2.) предлагаемого рабочего цикла (взаимно однозначно) определяются исходными условиями генерации рабочего тела. При фиксированных значениях "координат" V и ρ этих точек естественным образом возникает задача выбора точки f координатами $V_z < V_f < V_d$ и $\rho_z > \rho_f > \rho d$, определяющей вариант интегрального эквивалента $(\Rightarrow a \Rightarrow c \Rightarrow z \Rightarrow f \Rightarrow d \Rightarrow a \Rightarrow)$ рабочего цикла с наибольшим значением теоретической работы l.

Решение данной задачи приводит к уравнению

$\ln(\rho_z/\rho_f)/\ln(V_f/V_z) = \ln(\rho_f/\rho_d)/\ln(V_d/V_f)$, которому должны удовлетворять координаты

ρ_f, V_f точки f. При этом точка f необходимо должна находиться на политропе $(z \Rightarrow d)_\rho$.

Далее рабочий цикл, удовлетворяющий вышеуказанному условию, называется мажорантным циклом. Работа мажорантного цикла:

$L = L_{zfd} - L^c$, где $L_{zfd} = (\rho_z * V_z - \rho_d * V_d)/(n - 1) + \rho_f * V_f$.

4.Сравнение с традиционным ПДВС.

4.1.Постановка задачи.

Объекты сравнительного анализа.

Прототип $_{(1)}$ - обычный четырёхтактный ПДВС, работающий по термодинамическому циклу Отто (изохорный подвод теплоты).

Проект $_{(2)}$ - предлагаемый пульсирующий ПДВС с мажорантным рабочим циклом (3.).

Способ сравнения.

Сравнение величин энергоотдачи (удельная работа цикла) проекта $l_{(2)}$ и прототипа $l_{(1)}$ при одинаковых условиях генерации рабочего тела.

Отметим, что из принятых исходных условий и мажорантности гладкого эквивалента рабочего цикла проекта следует полное совпадение всех точек соответствующих составляющих процессов циклов прототипа и проекта, за исключением процесса $(z \Rightarrow f)_A$ (2.,3.). В частности, - совпадение точек политропы $(z \Rightarrow d)_P$ прототипа и политропы $(z \Rightarrow f \Rightarrow d)_P$ проекта.

4.2.Сравнительный анализ.

4.2.0.Удельная работа цикла.

С учётом 4.1.,

удельная работа для прототипа:

$l_{(1)} = l_{zd} - l_c$, где

$l_{zd} = (\rho_z / r_z - \rho_d / r_d)/(n_d - 1)$ - удельная работа политропного расширения в рабочем цилиндре [2, 3, 4];

удельная работа для проекта:

$l_{(2)} = l_{zfd} - l_c$, где

$l_{zfd} = (\rho_z / r_z - \rho_d / r_d)/(n_d - 1) + \rho_f * r_f$ - суммарная удельная работа в рабочих цилиндрах тандем-блока (3.).

Из предыдущего, очевидно, что сравнение величин $l_{(1)}$ и $l_{(2)}$ сводится к сравнению величин l_{zd} и l_{zfd}.

4.2.1.Абсолютная сравнительная оценка

$\Delta_i = l_{(2)} - l_{(1)} = l_{zfd} - l_{zd}$.

Из 4.2.0.:

$\Delta_i = \rho_f / r_f$.

4.2.2.Относительная сравнительная оценка

$\theta_i = l_{(2)} / l_{(1)}$.

Из 4.2.0., 4.2.1 . следует

$\lambda_i = 1 + (V_z / V_f)^{n_d - 1} / (\nu_d - (1/\lambda) * \nu_c)$, где (4.1., [2,3,4]):

$\lambda = \rho_z / \rho_c$ - степень повышения давления в ПКС,

$\nu_d = (1 - 1/\varepsilon^{n_d - 1})/(n_d - 1)$, $\nu_c = (1 - 1/\varepsilon^{n_c - 1})/(n_c - 1)$,

$\varepsilon = r_a / r_c$ - степень сжатия воздуха в компрессоре,

Оценим нижнюю границу θ_i.

$\theta_i > 1 + (V_z / V_f)^{n_d - 1} / (\nu_d > 1 + (V_z / V_f)^{n_d - 1} * m\nu_d$, где

$\nu_d = 1/Max\ \nu(n_d)$ для заданных значений ε и n_d.

Непосредственная калькуляция $m\nu_d$ для типичных [2, 3] значений ε: 8..12, n_d: 1,2..1,3 даёт $m\nu_d = 0{,}51$. Таким образом, применительно к реально существующим прототипам, для относительной сравнительной оценки имеет место

$\theta_i > 1 + (V_z / V_f)^{n_d - 1} * 0{,}51$.

Для полноты картины необходимо отметить, что оценка θ_i зависит от выбора объёма V_f цилиндра предварительного расширения: θ_i тем больше, чем меньше V_f.

В пределе $V_z = V_z$ и $\theta_i = 1 + 1/(\nu_d - (1/\lambda) * \nu_c) > 1{,}51$ (при обозначенных выше ε и n_d).

Применительно к индикаторным показателям ПДВС: КПД η, мощность N, удельный расход топлива g, которые являются функциями удельной работы l, из предыдущего следуют оценки

$\eta_{(2)} / \eta_{(1)} = \theta_i$, $G_{T(1)} = G_{T(2)} \Rightarrow N_{(2)} / N_{(1)} = \theta_i$, $g_{(2)} / g_{(1)} = 1/\theta_i$.

5.Механические и газодинамические потери.

5.1. Для предлагаемого ПДВС минимальной конфигурации (2Ц1+2Ц2) сопоставимым по количеству рабочих ходов за синхронный ход поршней будет 4-цилиндровый прототип. При этом в случае одинаковых условий генерации рабочего тела, обозначенных в 4.1, по "построению" $Vz <= Vf < Vd$ и суммарный рабочий объём цилиндров проекта будет существенно меньше суммарного рабочего объёма цилиндров прототипа. Это означает меньшие механические потери по сравнению с прототипом. И эти потери будут ещё меньше вследствие более благоприятной динамики воздействия рабочего тела на поршни, исключающей вредные ударные нагрузки, характерные для прототипа.

5.2. Проблема газодинамических потерь в предлагаемом пульсирующем ПДВС, обусловленных перетеканиями рабочего тела (из ИГ в Ц1, из Ц1 в Ц2), выходит за рамки данной статьи, так как её решение зависит от конкретной конструктивной реализации. Однако, для полноты картины, следует отметить, что такая же, даже более сложная, проблема достаточно эффективно решена для двигателей Стирлинга [5]. Это даёт основание полагать, что указанная проблема для пульсирующих ПДВС, являющихся альтернативой двигателям Стирлинга, не фатальна, но требует специального исследования.

Выводы.

При одинаковых исходных условиях генерации рабочего тела предлагаемый пульсирующий ПДВС существенно (в полтора раза) превосходит сопоставимый традиционный ПДВС по КПД, мощности и удельному расходу топлива.

ЛИТЕРАТУРА.

1. А.Ф.Равич, В.Н.Опрышко, С.Н.Богданов. ДВС с аккумулятивным предварительным расширением рабочего тела. Двигатель. №2(98+244). 2015.

2.Двигатели внутреннего сгорания. Под ред. В.Н. Луканина и М.Г. Шатрова. М. Высшая школа, 2010. Кн.1: Теория рабочих процессов.

3.М.Г.Шатров, И.В.Алексеев, С.Н.Богданов и др. Автомобильные двигатели: Курсовое проектирование. М.: Издательский центр "Академия", 2011.

4.А.И.Колчин, В.П.Демидов. Расчёт автомобильных и тракторных двигателей. М. Высшая школа. 2008.

5.В.А.Кудинов, Э.М.Карташов, Е.В.Стефанов. Техническая термодинамика и теплопередача. Юрайт. 2011.

6. В.А.Коваленко. Тепловая машина, реализующая термодинамический цикл Рейлиса. www.holodilshchik.ru, "Холодильщик.RU", №8(56), 2009 г.

Связь с автором: ravichaf@mail.ru

УДК 532.526

О ТЕОРИИ ЕСТЕСТВЕННЫХ ТЕЧЕНИЙ (ТЕТ)

Владимир Андреевич Князев, Национальный исследовательский центр "Курчатовский институт"

Получена замкнутая формулировка гидромеханики без использования гипотезы псевдоотвердения жидкой точки. Вводится новая полевая переменная – динамический тензор. Его поток на некоторую замкнутую поверхность равен импульсу тела, ограниченного этой поверхностью. Получено уравнение энергии движения относительно центра масс "жидкой" точки. Темп изменения энергии относительного движения не может превышать диссипации, без нарушения второго закона термодинамики. Теория дает механизм управления потоком для выполнения этого требования – появление локальных сосредоточенных кинетических моментов и соответствующих им несимметричных компонент тензора напряжений. Это интерпретируется как возникновение тангенциальных разрывов скорости типа точечного вихря или вихревой пелены.

A closed formulation of hydromechanics without using the liquid point pseudo-solidification hypothesis is obtained. A new field variable – dynamic tensor – is introduced. Its flux incident on some closed surface is equal to momentum of the body bounded by the surface. An equation of the energy of motion relative to the centre of mass of a 'liquid' point was derived. The rate of change of the energy of relative motion cannot be greater than dissipation; otherwise, the second law of thermodynamics is violated. The theory provides a flow control mechanism to ensure that this requirement is fulfilled consisting in the emergence of local concentrated angular momentums and their corresponding non-symmetric components of the stress tensor. This is interpreted as formation of tangential velocity discontinuities like a point vortex or a vortex sheet.

Ключевые слова: континуум, тензор, энергия, термодинамика, турбулентность

keywords: continuum,tensor, energy, thermodynamics, turbulence

1. Динамический тензор

В журнале "Двигатель" опубликован ряд статей [1-4], в которых обсуждаются некоторые аспекты "гидродинамики без использования гипотезы псевдоотвердения жидкой точки" [5]. В данной статье дается сжатое изложение основных положений этой теории.

Теоретическая гидромеханика базируется на представлении реальных жидких тел сплошной средой (континуум), в которой отсутствует понятие материальной точки. В этом случае, основные законы ньютоновой динамики приходится применять непосредственно к жидкому телу, т.е. к некоторой области пространства сплошной среды, ограниченной замкнутой поверхностью. Уравнение импульса дает информацию об изменении скорости центра масс жидкого тела под воздействием внешних сил, приложенных к замкнутой поверхности со стороны окружающей среды. Движение тела относительно своего центра масс, а также силы, действующие внутри этого тела (внутренние силы), уравнением импульса не описываются. При такой неполной информации о движении жидкого тела остается неопределенным изменение кинетической энергии относительного движения.

Прямое вычисление энергии движения тела оказывается невозможным. Это принципиальное затруднение в классической гидромеханике разрешается введением специальной гипотезы псевдоотвердения "жидкой" точки.

Это обстоятельство редко упоминается в научной литературе. Прямыми следствиями этой гипотезы оказываются два утверждения. Первое - это доказательство симметричности тензора напряжений. Второе - это установление тождества между необратимой мощностью внутренних сил и диссипацией, т.е. рассеянной мощностью внешних сил.

Для построения гидромеханики без этой гипотезы, прежде всего, нужно заметить, что использование модели сплошной среды предполагает, что переменными теории могут быть только полевые переменные, т.е. функции точки непрерывного пространства. Кинематическая скорость - пример полевой переменной. В отличие от нее, импульс не может быть полевой переменной, поскольку его необходимым атрибутом является некоторая мера (масса или протяженность элемента жидкости).

Вводится новая полевая переменная - динамический тензор $\mathbf{K}$. Его поток $\oint \mathbf{K}\cdot\mathbf{n}dS$ на некоторую замкнутую поверхность равен импульсу тела, ограниченного этой поверхностью.

По определению,

$$\mathrm{div}\mathbf{K} = \rho\mathbf{v} \qquad (1)$$

т.е. дивергенция динамического тензора $\mathbf{K}$ характеризует скорость центра масс этого тела.

Интегральное уравнение импульса для жидкого тела, ограниченного замкнутой поверхностью S, принимает вид:

$$\frac{d}{dt}\oint \mathbf{K}\cdot\mathbf{n}dS \quad \oint\left(\frac{\partial}{\partial t}\mathbf{K} + \mathbf{v}\,\mathrm{div}\mathbf{K}\right)\cdot\mathbf{n}dS \quad \oint \mathbf{\Pi}\cdot\mathbf{n}dS \qquad (2)$$

Тензор напряжений $\mathbf{\Pi}$ впервые был введен Коши. Измеримой (или наблюдаемой) величиной является вектор напряжения, действующий на элементарную площадку $\mathbf{\Pi}*\mathbf{n}dS$, а тензор напряжений $\mathbf{\Pi}$ - атрибут теоретического аппарата.

Тензор $\mathbf{T}=\mathbf{v}\mathrm{div}\mathbf{K}$ - известный симметричный тензор потока импульса; интегральное уравнение импульса для жидкого тела запишем в виде:

$$\oint\left(\frac{\partial}{\partial t}\mathbf{K} + \mathbf{T} - \mathbf{\Pi}\right)\cdot\mathbf{n}dS = 0 \qquad (3)$$

Применяя теорему Остроградского-Гаусса, окончательно получим:

$$\int\left(\frac{\partial}{\partial t}\mathbf{v} + \mathbf{v}\cdot\mathrm{grad}\mathbf{v}\right)\cdot d\tau = \qquad (4)$$

Дифференциальным аналогом уравнения импульса (2) будет:

$$\frac{\partial}{\partial t}\mathbf{v} + \mathbf{v}\cdot\mathrm{grad}\mathbf{v} = \mathrm{div}\mathbf{\Pi} \qquad (5)$$

Применение динамического тензора не меняет вида "локального уравнения импульса" классической гидромеханики,

поскольку внутреннее движение относительно центра масс и внутренние силы не изменяют импульса тела.

В гидромеханике Навье-Стокса принимается реологическое соотношение (для несжимаемой жидкости) в виде

$$\mathbf{\Pi} = -p\mathbf{I} + 2\mu \cdot \mathbf{D} \qquad (6)$$

где μ - коэффициент динамической вязкости, I - единичный тензор, D - тензор скоростей деформации, симметричная часть тензора gradV. В этом случае $\mathbf{\Pi}$ - симметричный тензор. Доказательство симметричности тензора напряжений (в классической гидромеханике) основано на анализе уравнения кинетического момента. Использование динамического тензора K вносит важные коррективы в этот анализ.

2. Уравнение энергии относительного движения

Для вычисления энергии движения тела нужно учитывать мощность внутренних сил и энергию движения относительно точки центра масс. Стоксом была предложена теоретическая схема, которая в общих чертах сводится к следующему. Сначала, на основе локального уравнения движения получается уравнение изменения кинетической энергии "материальной" точки. Далее, интегрируя по некоторому объему, получают уравнение "живых сил":

$$\frac{d}{dt}E_k \equiv \frac{d}{dt}\int \rho \cdot \frac{V^2}{2}\, d\tau = \oint \mathbf{v}\cdot\mathbf{\Pi}\cdot d\Sigma - \int \Phi \cdot d\tau \qquad (7)$$

где мощность внешних сил преобразуется как:

$$\oint \mathbf{v}\cdot\mathbf{\Pi}\cdot\mathbf{n}dS \quad \int \mathrm{div}(\mathbf{v}\cdot\mathbf{\Pi})\cdot d\tau \quad \int(\mathbf{v}\,\mathrm{div}\mathbf{\Pi} + \mathbf{D}:\mathbf{\Pi})d\tau$$

$\Phi = \mathbf{D}:\mathbf{\Pi} \equiv \sum_{ij}(D_{ij}\cdot\Pi_{ij})$ - диссипация, т.е. рассеянная мощность внешних сил, бискалярное произведение тензоров D и $\mathbf{\Pi}$. Для стоксовой жидкости $\Phi = 2\mu(\mathbf{D}:\mathbf{D}) \geq 0$.

Уравнение (7) целиком построено на локальном уравнении импульса. Энергия движения тела представлена суммированием кинетических энергий материальных точек. Следующий шаг состоит в придании ему физического смысла уравнения энергии движения жидкого тела. Это делается путем сопоставления (7) с общим видом уравнения (механической) энергии тела:

$$\frac{d}{dt}E = \oint \mathbf{v}\cdot\mathbf{\Pi}\cdot d\Sigma - \int \sigma \cdot d\tau \qquad (8)$$

где $W_*^i = \int\sigma\cdot d\tau$- необратимая мощность внутренних сил. Согласно неравенству Клаузиуса (второе начало термодинамики), в естественном процессе необратимая мощность внутренних сил. В общем случае, мощность внутренних сил $W_*^i \geq 0$. В общем случае, мощность внутренних сил $W^i = W_0^i + W_*^i$; в несжимаемой жидкости обратимая мощность W_0^i=0.

Стокс выполнил такое сопоставление и предположил, что диссипации $\mathbf{\Phi} \geq 0$ можно придать смысл "Джоулева тепла" в необратимом процессе, [6], отождествив тем самым диссипацию и мощность внутренних сил.

Вычитая из (8) часть, связанную с изменением кинетической энергии (7), получим уравнение энергии относительного движения:

$$\frac{d}{dt}(E - E_k) = \int(\Phi - \sigma)d\tau \qquad (9)$$

В классической гидромеханике принимается гипотеза псевдоотвердения "жидкой" точки $E=E_k$, т.е. пренебрегается энергией движения относительно ее центра масс. В этом случае получим соотношение, которое можно назвать уравнением энергии внутреннего относительного движения "жидкой" точки в гидромеханике Навье-Стокса:

$$\sigma = \Phi \qquad (10)$$

Соотношение (10) утверждает, что необратимая мощность внутренних сил σ, которая в естественном процессе должна быть неотрицательной, равна диссипации $\mathbf{\Phi}$, которая **всегда** не отрицательна. Иными словами, любое динамически возможное течение оказывается совместимым с требованиями термодинамики. Этот результат - следствие гипотезы псевдоотвердения "жидкой" точки. Он послужил основным стимулом к пересмотру принятой аксиоматики.

Интегральное уравнение импульса для жидкого тела получено в виде (3).

Умножим каждый элемент $n dS$ на вектор v. Очевидно, что в общем случае равенство нулю интегрального соотношения (3) будет нарушено:

$$\oint \mathbf{v}\cdot(\frac{\partial}{\partial t}\mathbf{K} + \mathbf{T} - \mathbf{\Pi})\cdot\mathbf{n}dS \neq 0 \qquad (11)$$

Сравнивая (11) с общим видом уравнения (механической) энергии для несжимаемой жидкости (8), получим интегральное уравнение энергии в виде:

$$\oint \mathbf{v}\cdot(\frac{\partial}{\partial t}\mathbf{K} + \mathbf{T} - \mathbf{\Pi})\cdot\mathbf{n}dS = -\int \sigma\cdot d\tau \qquad (12)$$

Опуская промежуточные выкладки, преобразуем это уравнение к виду:

$$\int\left(\rho\cdot\frac{d}{dt}\frac{V^2}{2} + \mathrm{grad}\mathbf{v} : \frac{\partial}{\partial t}\mathbf{K} + \mathbf{D}:\mathbf{T}\right)\cdot d\tau \quad \oint \mathbf{v}\cdot\mathbf{\Pi}\cdot\mathbf{n}dS \quad \int \sigma\cdot d\tau \qquad (13)$$

Вычитая из (13) "уравнение живых сил" (7), получим уравнение относительной энергии:

$$\int \mathrm{grad}\mathbf{v} : \frac{\partial}{\partial t}\mathbf{K} + \mathbf{D}:\mathbf{T}\cdot d\tau = \int(\Phi - \sigma)\cdot d\tau \qquad (14)$$

Локальное уравнение энергии движения относительно точки центра масс жидкого элемента:

$$\mathrm{grad}\mathbf{v} : \frac{\partial}{\partial t}\mathbf{K} + \mathbf{D}:\mathbf{T} = \Phi - \sigma \qquad (15)$$

Заметим, что $\mathbf{D}:\mathbf{T} = \mathbf{v}\cdot\mathrm{grad}V^2/2$ при любом представлении тензора K

Таким образом, последовательно полевое описание динамики сплошной среды с применением динамического тензора K позволяет выделить энергию относительного движения "жидкой" точки и установить нетождественность необратимой мощности внутренних сил и диссипации.

Для стационарного неустановившегося потока уравнение энергии относительного движения имеет вид:

$$\mathbf{D}:\mathbf{T} = \mathbf{\Phi} - \sigma \qquad (16)$$

Из него следует, что динамически возможное движение совместимо с требованиями термодинамики, если

$$\mathbf{\Phi} - \mathbf{D}:\mathbf{T} >= 0$$

Это - центральный результат применения динамического тензора K .

3. Уравнение момента импульса.

Далее будет показано, что решения уравнений Навье-Стокса, действительно, допускают существование течений с σ<0. В этом случае должно образоваться течение, которое отличается от того, которое получается из решения уравнений Навье-Стокса, поскольку в естественном течении должно выполняться условие σ>= 0.

Для этого необходимо, чтобы теория содержала конкретный "механизм", который возвращает систему в устойчивое движение σ>= 0.

Динамический процесс, реализующий это требование, описывает уравнение момента импульса, которое допускает появление локальных сосредоточенных кинетических моментов и соответствующих им несимметричных компонент тензора напряжений. Этот теоретический результат интерпретируется как возникновение тангенциальных разрывов скорости типа точечного вихря или вихревой пелены.

Следуя полевому описанию динамики с использованием динамического тензора K, определим кинетический момент жидкого тела как $\mathbf{m} = \oint \mathbf{L}\cdot\mathbf{n}dS$, где L = r x K - тензор, который может быть выражен тремя векторами, если использовать представление $\mathbf{K} = \mathbf{i}\mathbf{K}_i + \mathbf{j}\mathbf{K}_j + \mathbf{k}\mathbf{K}_k$.

Закон сохранения момента импульса запишется в виде:

$$\frac{d}{dt}\oint \mathbf{L}\cdot\mathbf{n}dS - \oint\left(\frac{\partial}{\partial t}\mathbf{L} + \mathbf{v}\,\mathrm{div}\mathbf{L}\right)\cdot\mathbf{n}dS - \oint(\mathbf{r}\times\mathbf{\Pi})\cdot\mathbf{n}dS \qquad (18)$$

Опуская промежуточные выкладки, получим локальное уравнение момента импульса:

$$\mathbf{r}\times\frac{dv}{dt}+\frac{d}{dt}\psi^{*}=\mathbf{r}\times \mathrm{div}\Pi+\mathbf{g} \qquad (19)$$

где аксиальный вектор ψ^* представляет компоненты антисимметричной части тензора K,

$\mathbf{g}$ - вектор с компонентами $g^i = e^{ijk}\cdot\Pi_{jk}$; e^{ijk} - перестановочный символ: $e^{123}=e^{231}=e^{312}=1$; $e^{213}=e^{132}=e^{321}=-1$; $e^{111}=e^{222}=e^{333}=0$.

Исключая из (19) часть, связанную с моментом импульса жидкого тела как материальной точки, получим:

$$\frac{d}{dt}\psi^{*}=\mathbf{g} \qquad (20)$$

Уравнение (20) определяет возникновение сосредоточенного момента импульса жидкого элемента, при этом с необходимостью появляются дополнительные несимметричные компоненты тензора напряжений, (см. также [9]). Заметим, что в гидромеханике, использующей гипотезу псевдоотвердения жидкой точки, $\frac{d}{dt}\psi^{*}$, в результате чего $\mathbf{g}$ = 0, т.е. тензор напряжений будет симметричным с компонентами $\Pi_{ij}=\Pi_{ji}$.

Предлагается следующее представление антисимметричной части K* динамического тензора K. По определению divK=v. Вектор скорости может быть представлен через скалярный и векторный потенциал скорости v=gradφ - rotψ, где $\Psi=\psi+\psi^{*}$. Тогда divK^{*} = - rotψ^{*}. Векторный потенциал скорости определяется по завихренности потока ω из уравнения Пуассона $\omega=\nabla^2\psi$. Возможна оценка $\frac{\partial\psi}{\partial t}=\frac{\partial\omega}{\partial t}\cdot\varepsilon^2$, где ε – линейный размер "жидкой" точки.

Если $\frac{\partial\omega}{\partial t}$ конечно, то при $\varepsilon\Rightarrow 0$ получим, что $\frac{\partial\psi^{*}}{\partial t}=0$ и, следовательно, $\Pi_{ij}=\Pi_{ji}$. Уравнение (20) допускает несимметричность тензора напряжений, если обеспечивается конечность выражения $\frac{\partial\omega}{\partial t}\cdot\varepsilon^2$ при $\varepsilon\Rightarrow 0$. Завихренность в точке разрыва будет иметь конечное значение, если принять, что развитие разрыва имеет диффузионный характер, когда $\frac{\varepsilon^2}{\delta t}\approx\nu$, где ν -физический параметр, имеющий смысл кинематической вязкости.

Если в какой-либо точке расчетной области выполняется σ=< 0, то значение σ^*= D:T - Φ >= 0 дает энергетическую оценку локального возмущения завихренности, которое переводит систему в устойчивое состояние. Согласно уравнению (15):

$$\omega^{*}\ \frac{\partial\omega^{*}}{\partial t}\ \varepsilon^2=\sigma^{*};\ dt\Rightarrow 0;\ \varepsilon^2\Rightarrow 0;\ \frac{\varepsilon^2}{\delta t}\approx\nu \qquad (21)$$

Тогда дополнительная завихренность, возникающая в результате спонтанного перехода (разрыв), имеет порядок:

$$\omega^{*}\approx\sqrt{\frac{2\sigma^{*}}{\nu}}$$

4. Проблема турбулентного перехода. Критическое число Рейнольдса

Приведем (16) к безразмерному виду, выбирая в качестве характерных масштабных параметров U (скорость) и L (длина):

$$\frac{1}{Re}\overline{\Phi}-\overline{D:T}\geq 0\ ;\ \Phi=2\mu\cdot(D:D)>=0\ ). \qquad (22)$$

где $Re=\frac{UL}{\nu}$ - число Рейнольдса.

Течение термодинамически устойчиво там, где диссипация Φ достаточно велика. И напротив, термодинамически "слабыми" должны быть области течения, примыкающие к линиям или поверхностям симметрии и т.п., где возможен перегиб профиля скорости и, следовательно, $\Phi\cong 0$. При сохранении подобия в распределении скорости относительное влияние диссипации уменьшается при увеличении числа Re. Течения, термодинамически возможные при некоторых относительно малых значениях Re, могут перестать быть таковыми при достаточно больших значениях Re.

Эти качественные соображения подтверждаются расчетом. Был выполнен стандартный расчет ("ламинарного") течения несжимаемой жидкости в плоском щелевом канале, (калибр канала =50). . На входе задан плоский профиль скорости (острая кромка). В каждой расчетной точке рассчитывались значения мощности внутренних сил по формуле (16). Решения уравнений Навье-Стокса содержали области течения, в которых σ<0, на

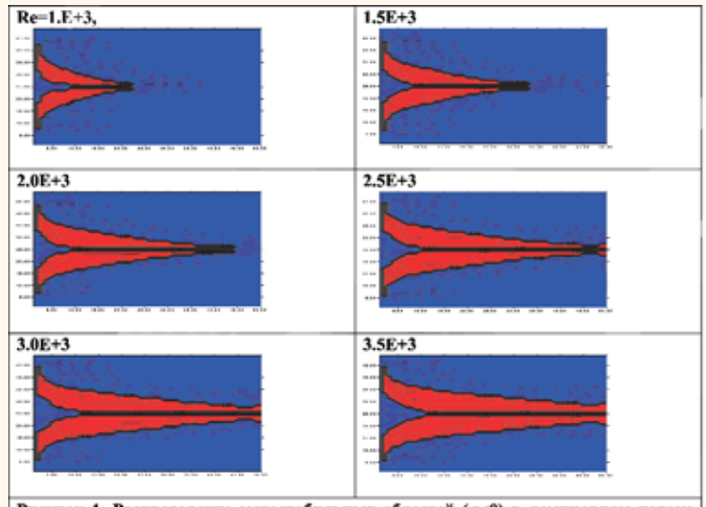


Рисунок 1. Распределение метастабильных областей (σ<0) в ламинарном потоке (расчет течения в щели по уравнениям Навье-Стокса).

рисунке 1, (красным цветом), представлены распределения таких метастабильных областей течения в ламинарном потоке.

Основное изменение профиля скорости происходит на участке в первые ~10 калибров. Высокий темп деформации скорости становится источником возможного возмущения потока. Темп деформирования зависит от числа Re. Предельно допустимый темп деформирования без нарушения условия σ >= 0 определяется соотношением (17).

При достаточно большом удалении от входа (примерно 70...100 калибров) ламинарное решение релаксирует к течению Пуазейля (D:T=0), для которого условие σ = Φ >= 0 выполняется при любом значении числа Re.

Если на входе в канал удается "приготовить" профиль скорости, максимально приближенный к асимптотическому профилю Пуазейля, для которого D:T=0 и σ = Φ >= 0, то можно минимизировать темп перестройки профиля скорости и получить термодинамически устойчивое решение при "любом" значении числа Re. Такие эксперименты были выполнены известным американским исследователем Стэнтоном в 1908 году. На входе рабочей экспериментальной трубки был установлен "оживальный" входной участок. Стэнтону удалось получить доказательство сохранения ламинарного потока до значений Re=1.·10^9, [7]. В обычной инженерной практике такие условия трудно выполнимы. Обычно при достижении значений чисел Re~1000 в ядре потока вблизи осевой линии возникают пульсации скорости. При дальнейшем возрастании Re пульсации проникают в область пограничного слоя. Течение на стенке ("ламинарный" пограничный подслой), благодаря высокому уровню диссипации, сохраняет термодинамическую устойчивость, но граничные условия оказываются несовместимыми с сохранением установившегося течения, возникают нерегулярные нестационарные потоки. Таким образом, развитие течения определяется тем, как изменится асимптотическое ламинарное решение при возникновении возмущенного движения "выше" по потоку.

5. Теория естественных течений (ТЕТ)

Полевое описание динамики сплошной среды с использованием динамического тензора K вводит в теоретический аппарат гидромеханики понятия термодинамики. Они выполняют отбор действительных (естественных) течений из числа динамически возможных. Детальное исследование этого процесса возможно только на основе кинетических уравнений (физической кинетики), т.к. гидромеханика не описывает спонтанные переходы статистического ансамбля. Тем не менее, оставаясь в рамках гидромеханики, можно дать модельное описание такого перехода.

Для построения теории естественных течений использовано известное положение термодинамики необратимых процессов. Если граничные условия, наложенные на систему, не зависимы от времени, то положительное производство энтропии σ >= 0 подчиняется неравенству dσ/dt =< 0, (И.Пригожин, [8]). Достижение стационарного состоя-

ния соответствует минимуму производства энтропии; частный случай этого положения - теорема Гельмгольца-Рэлея о минимуме диссипации в установившемся ламинарном течении в прямом канале произвольного сечения.

Можно предположить, что если обеспечивается $\sigma >= 0$, нет оснований увеличивать диссипацию за счет антисимметричных компонент тензора напряжений, и в этом случае система уравнений гидромеханики естественных течений совпадает с классической системой уравнений Навье-Стокса. Если в какой-либо точке расчетной области выполняется $\sigma =< 0$, то это является условием перехода, при котором должно быть обеспечено $\sigma >= 0$. Значение $\sigma^* = D : T - \Phi >= 0$ определяет энергетику перехода, т.е. величину дополнительной диссипации, обусловленной антисимметричными компонентами тензора напряжений, который переводит систему в устойчивое состояние.

В данной работе не исследовался динамический процесс, который описывается уравнением момента импульса. Возмущение завихренности оценивалось по энергетическому соотношению (27):

$$\omega^* \approx \sqrt{\frac{2\sigma^*}{\nu}}$$

Качественно, структура естественного течения представляет собой совокупность фрагментов "ламинарных течений" с дальним беспорядком, образуемым распределением "турбулентных пятен" с $\sigma <0$, которое рассчитывается по соотношению (17).

Итак, формулировка гидромеханики без использования гипотезы псевдоотвердения приводит к системе "**уравнений естественных течений**", (ТЕТ):

уравнение неразрывности

$$\mathrm{div}\, \mathbf{v} = 0$$

уравнение движения

$$\rho \cdot \frac{\partial}{\partial t} \mathbf{v} + \rho \cdot \mathbf{v} \cdot \mathrm{grad}\mathbf{v} \quad \mathrm{div}\mathbf{\Pi}$$

реологическое соотношение

$$\mathbf{\Pi} = - pI + 2\mu \cdot D$$

где **D** - тензор скоростей деформации, симметричная часть тензора grad**v**, μ - коэффициент динамической вязкости, I- единичный тензор;

уравнение энергии относительного движения "жидкой" точки

$$D : T = \Phi - \sigma$$

где: $D : T = v \cdot \mathrm{grad}\, V^2/2$, $\Phi = 2\nu \cdot (D : D) >= 0$

условие тангенциального разрыва

если - $\sigma = \sigma^* >= 0$

то локальное возмущение завихренности равно $\omega^* \approx \sqrt{\frac{2\sigma^*}{\nu}}$

Ламинарное течение представляет собой случай "вырожденного" течения, которое управляется краевыми условиями задачи. В общем случае естественные течения содержат в себе "внутреннее" управление (23).

Физическое толкование турбулентности - это естественное движение жидкости, условием которого является требование не убывания энтропии в действительном процессе. Переход от ламинарного течения к турбулентному соответствует началу управления потоком жидкости по условию $\sigma >= 0$. Система уравнений Навье-Стокса не содержит управления по этому критерию, и ее решения описывают течения, в которых это требование термодинамики может нарушаться.

Автор благодарен редакции журнала за возможность изложить основные положения теории. Это только начало пути. Публикации [1-4] дают надежду на плодотворное развитие новых подходов в механике сплошных сред.

Литература

1. Ю.М.Кочетков. Турбулентность. Фундаментальные тензоры газовой динамики//Двигатель №1, 2015г.
2. Ю.М.Кочетков. Турбулентность. Молекулярно-кинетический тензор//Двигатель №1, 2016г.
3. Ю.М.Кочетков. Турбулентность. Вывод уравнения импульсов из начал термодинамики//Двигатель №3, 2016г.
4. Ю.М.Кочетков. Турбулентность. Четвертое начало термодинамики или первое начало термогазодинамики//Двигатель №4-5, 2016г.
5. В.А.Князев. Гидродинамика без гипотезы псевдоотвердения жидкой точки//Изд.LAP Lambert Academic Publishing, Германия, 2014 г.
6. Osborne Reynolds. On the Dynamical Theory of Incompressible Viscous Fluids and the Determination of the Criterion. Phylosophical Transaction of the Royal Society, 1895.
7. Современное состояние гидроаэродинамики вязкой жидкости, под ред. С.Голдштейна//ИЛ, М., 1948 г.
8. П.Гленсдорф, И.Пригожин. Термодинамическая теория структуры, устойчивости и флуктуаций. "Мир", М.,1973.
9. Л.И.Седов. Механика сплошной среды. "Наука", М.1973, т.1.

Связь с авторами: vladimir.a.knyazev@yandex.ru

ИНФОРМАЦИЯ

Национальный центр научных исследований (Centre national de la recherche scientifique, CNRS) в Тулузе (Франция) 28 апреля 2017 г. проведет гонки наномашин NanoCar Race. В состязании будут участвовать команды ученых, которые представят нанометровые устройства, состоящие менее чем из ста атомов. Об этом сообщает издание Gizmodo. Подробнее о мероприятии рассказано на сайте центра.

За гонкой будут следить с помощью сканирующего туннельного микроскопа, принцип действия которого основан на измерении электрической проводимости между острой иглой прибора и поверхностью образца. При этом создается карта золотой подложки, и определяется местоположение каждого атома на ней. Ученые доработали микроскоп таким образом, чтобы устройство могло отслеживать одновременное перемещение сразу четырех наномашин.

Гоночную трассу сделают из подложки в виде золотой пластинки длиной в 100 нанометров. Ее разделят на четыре секции, на каждую из которых поместят по одному наноразмерному «автомобилю». Чтобы прикрепить машины колесами к пластинке, ее нагреют, а во время самой гонки - охладят до минус 270 °С.

Чтобы заставить наномашины двигаться, участники соревнования используют иглу туннельного микроскопа. Электрические импульсы приводят в действие спроектированные командами механизмы, которые, в свою очередь, меняют точку сцепления между колесами и подложкой. Таким образом «автомобиль» за один шаг перемещается на 0,3 нанометра, при этом его средняя скорость равна примерно пять нанометров в час. По расчетам специалистов, продолжительность всей гонки составит 36 часов.

Существует опасность, что импульсы могут повредить наноустройство, разрушив химические связи и вызвав перестройку атомов, или даже сбить его с трассы.

В соревновании примут участие команды из Франции, Швейцарии, Германии, Японии, Австрии и США. Сведения об участниках и их машинах опубликованы на сайте CNRS. За ходом гонки в режиме прямой трансляции можно будет проследить на сайте Nanocar Race

УДК 624.04

ОБ ОСОБЕННОСТЯХ РАСЧЁТА УДАРА ТЯЖЁЛОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЁТА О НЕДЕФОРМИРУЕМУЮ ПРЕГРАДУ

МФПУ "Синергия"(2)
Александр Николаевич Медведь, к.т.н., с.н.с.,
Андрей Иванович Касьян, к.т.н., доцент ,
Игорь Александрович Нестеров, к.т.н., доцент

Представлен анализ результатов столкновения самолетов с объектами атомной электростанции. На основе сравнения импульса самолета с графиками, приведенными в работе А.Н. Бирбраера и А.Ю. Роледера [5], показано, что максимальное значение нагрузки на объекты АЭС при ударе тяжелого самолета, рассчитанное по методике Дж. Риеры, вероятно, занижено приблизительно в полтора – два раза.

The presentation of result of research of the collision of aircraft with the objects of the nuclear power plant. Based on the comparison of the aircraft pulse with the graphs given in A. Birbraer's work, it is shown that the maximum value of the load on nuclear power plant objects when a heavy aircraft is struck, calculated by J. Riera's method, is probably underestimated by about one and a half to two times.

Ключевые слова: Атомная электростанция, последствия удара самолета, максимальное значение нагрузки.
Keywords: Nuclear power plant, the impact of a plane hit, the maximum load value.

Анализ результатов столкновения самолета со зданиями атомной электростанции (АЭС), особенно с реакторными блоками и хранилищами ядерного топлива, представляет первостепенный интерес для проектировщиков новых АЭС, которые предполагаются к постройке в России и за рубежом. В ряде случаев иностранные заказчики предъявляют чрезвычайно высокие требования к стойкости соответствующих сооружений по отношению к ударным воздействиям указанного типа. Так, один из зарубежных заказчиков потребовал гарантировать безопасность столкновения с реакторным блоком тяжелого транспортного самолета массой 400 т при скорости соударения 150 м/с, что выходит далеко за рамки требований, обычно предъявляемых МАГАТЭ.

Горький опыт авиационных аварий и катастроф свидетельствует о том, что при соударении фюзеляжа или крыла самолета с твердой преградой (в том числе с землей) указанные элементы конструкции сравнительно легко сминаются, частично или полностью разрушаются. При соударении таких тонкостенных оболочек с преградами кинетическая энергия расходуется как на их собственное разрушение, так и на деформацию преграды. В связи с тем, что масса преграды обычно многократно превосходит массу самолета (или элемента соударившейся конструкции), доля энергии, затраченная на разрушение тела, как правило, существенно превышает долю энергии, истраченной на деформацию преграды. В то же время следует учитывать, что разделение соударяющихся тел на жесткие и легко деформируемые является условным и зависит от их свойств.

При расчете результатов соударения самолета с железобетонным зданием с целью упрощения принимают, что разрушающиеся элементы (фюзеляж, крыло, мотогондолы, оперение) являются жесткопластическими. Прибегают также к упрощенной схематизации: эти элементы рассматривают в виде одномерных тел, т.е. фактически стержней с переменными по длине характеристиками (массой и прочностью). Другими словами, в каждом из сечений стержня задаются средними значениями этих параметров, зависящими только от продольной координаты.

Традиционно считают наиболее опасным удар по нормали к преграде, которую обычно задают вертикальной (хотя методика расчета лишь незначительно усложняется, если преграда наклонена). При ударе по нормали точка соударения остается неподвижной. Впервые в такой постановке задачу определения нагрузки на преграду решил Дж. Риера, причем именно для случая удара самолета [1]. Ему принадлежит идея представления фюзеляжа в виде жесткопластического стержня с распределенной по длине погонной массой μ(x) и предельной нагрузкой разрушения P(x). Впоследствии эту задачу стали решать с использованием других, более детальных и сложных моделей конструкции самолета, однако новые результаты почти не отличаются от полученных Риерой.

Если считать, что в момент удара вектор скорости направлен по оси стержня (фюзеляжа), то нагрузка на преграду получается максимальной. В этом случае самолет в процессе разрушения перемещается прямолинейно (его вертикальное перемещение и поворот во время удара под действием силы веса в силу кратковременности процесса не учитываются). Риера предположил, что в процессе соударения конструкцию самолета можно разделить на две области: примыкающую к преграде смятую часть 1, скорость которой равна нулю, и несмятую часть 2, движущуюся со скоростью

$$v(t) = dx(t)/dt, \qquad (1)$$

где $x(t)$ - длина, отсчитываемая от носа самолета.

Масса смятой области определяется распределением погонной массы самолета $\mu(x)$ и скоростью смятия $dx(t)/dt$:

$$m_1(t) \quad \int_0 \mu(x)\frac{dx}{dt}dt.$$

Масса несмятой области 2, очевидно, определяется формулой:

$$m_2(t) = m_c - m_1(t), \qquad (2)$$

где m_c - масса самолета до соударения.

В одномерном приближении каждая из этих областей может рассматриваться как точка переменной массы, движение которой вдоль оси OX описывается дифференциальным уравнением:

$$\frac{dp_i}{dt} = F_{\Sigma ix} + u\frac{dm_i}{dt}, \qquad (3)$$

где p_i - импульс i-й области (i = 1, 2);

$F_{\Sigma ix}$ - сумма сил вдоль оси OX, приложенных к i-й области;

u - скорость присоединяющихся или отделяющихся от области частиц в соответствующий момент времени.

Поскольку скорости точек области 1 равны нулю (удар неупругий), то справедливы следующие формулы для спроецированных на ось OX величин, входящих в (3):

$$p_{1x} = 0;$$
$$F_{\Sigma 1x} = R(t) - P[x(t)];$$
$$U_x = -v(t);$$
$$\frac{dm_1}{dt} = v(t)\mu(x(t)), \qquad (4)$$

где p_{1x} - импульс заторможенной области 1;

$R(t)$ - нагрузка на преграду;

$P[x(t)]$ - сила, действующая со стороны неразрушенной части самолета 2 на заторможенную область 1.

При подстановке указанных выше формул в (3) получают выражение для нагрузки, впервые выведенное Риерой [1]:

$$R(t) = P[x(t)] + v^2(t)\cdot\mu(x(t)). \qquad (5)$$

Первое слагаемое в правой части определяет статическую, а второе - динамическую составляющую нагрузки. Очевидно, что динамическая нагрузка на преграду существует, пока происходит смятие конструкции самолета, т.е. $v(t) > 0$, после чего она становится равной нулю.

В настоящее время принято рассматривать падение на АЭС самолетов трех классов: легкомоторного представителя авиации общего назначения, военного и транспортного. Согласно требованиям норм [2], а также международной практике, возможность столкновения легкомоторного самолета с реакторным блоком АЭС обязательно учитывается в проекте любой станции, поскольку аварийность этого вида авиации особенно велика.

Что касается самолетов двух других классов - военных и транспортных, то необходимость учета соответствующих воздействий определяют исходя из воздушной обстановки в районе АЭС. Боевые самолеты класса тактического истребителя или фронтового бомбардировщика имеют меньшую массу, чем тяжелые транспортные, но зато они отличаются более высокой скоростью полета. Из формулы Риеры (5) следует, что нагрузка на объект соударения пропорциональна массе в первой степени, а скорости - в квадрате. Именно поэтому нагрузка при ударе боевых самолетов относительно небольшой массы оказывается обычно больше, чем самолетов транспортной авиации.

При расчете нагрузок на здания АЭС скорость самолета чаще всего принимают не максимально возможной, а соответствующей скорости полета на небольшой высоте, так как случаев соударения с землей боевых и транспортных самолетов, летящих с предельно возможными скоростями, не зафиксировано. Однако, как уже отмечалось, в ряде случаев заказчик конкретной АЭС может предъявить требования в части массы и скорости полета самолета, исходя из собственных соображений. Помимо нагрузки, вызванной разрушением планера самолета, принято учитывать результаты соударения некоторых его особо прочных частей (обычно двигателей), которые чаще всего представляются в виде абсолютно твердых тел.

В качестве типовых военных и транспортных самолетов МАГАТЭ и нормативные документы ряда европейских стран рекомендуют выбирать [3]:

1) Тактический истребитель F-4E "Фантом". Учет результата соударения самолета этого типа предусмотрен, в частности, нормами Германии [4]. Длина фюзеляжа самолета составляет 17 м, типовая полетная масса самолета - 20 000 кг, расчетная скорость 215 м/с. Форму пятна удара обычно принимают в виде круга площадью 7 м^2. Для указанных начальных условий закон изменения нагрузки на недеформируемую вертикальную преграду при горизонтальном полете ударившего самолета, полученный в результате расчетов с учетом распределения масс и прочности по длине планера, показан красной линией на рис. 1,а. На этом же рисунке синей линией показан закон изменения нагрузки, полученный путем упрощения и сглаживания расчетного закона [5].

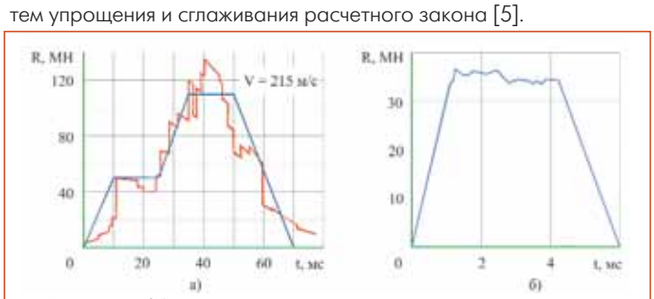


Рисунок 1 - а) Зависимость нагрузки на преграду от времени при ударе самолета F-4E массой 20 000 кг со скоростью 215 м/с; б) Экспериментальная зависимость нагрузки на преграду от времени при ударе авиационного газотурбинного двигателя J79 со скоростью 100 м/с

Помимо приведенной нагрузки, соответствующей разрушению планера самолета, учитывают удар двигателя массой 1665 кг, диаметром 0,91 м и скоростью 100 м/с. Двигатель рассматривается как абсолютно твердое тело, и расчет нагрузки производят по эмпирическим формулам. Отмечается, что результаты расчетов хорошо согласуются с экспериментально полученной нагрузкой, закон изменения которой иллюстрируется рис. 1,б [5].

В 1988 г. в исследовательском центре Sandia National Laboratories (США) проводился натурный эксперимент, в ходе которого моделировался удар тактического истребителя F-4E "Фантом" со скоростью 215 м/с в массивную железобетонную плиту толщиной 3,66 м (рис. 2). При указанных условиях (отношение массы самолета к массе преграды 1:25, малые потери энергии в опорах преграды) 94 % кинетической энергии самолета затрачивалось на его собственное разрушение, и только оставшиеся 6 % - на разрушение преграды [6]. Очевидно, что в иных условиях соударения распределение энергии может оказаться несколько другим, однако во всех случаях основная часть кинетической энергии самолета будет затрачиваться на его собственное разрушение.

С уменьшением массы и скорости самолета нагрузка при ударе уменьшается. При малых скоростях самолета с уменьшением массы снижается не только максимальное значение нагрузки, но и время ее действия в связи с тем, что фюзеляж сминается на меньшую длину, чем при большой скорости (например, хвостовая часть самолета с оперением часто остается несмятой).

Следует отметить, что по нормам Российской Федерации при расчете соударения военного самолета с объектами на площадке АЭС принимаются близкие к "фантомовским" условия: масса самолета принимается равной 20 000 кг, а скорость - 200 м/с. Угол наклона траектории самолета принимают в диапазоне от 0 до -45° к горизонту. Учет воздействия двигателя, а также последствия возгорания или взрыва авиационного топлива нормами не оговорены.

До недавнего времени "типичным представителем" транспортного самолета при расчетах столкновения с объектами АЭС считался четырехдвигательный "Боинг 707-320", способный принимать на борт до 190 пассажиров и членов экипажа. По габаритам он

Рисунок 2 - Эксперимент в Sandia National Laboratories: самолет F-4E ударяется о железобетонную плиту массой 500 т

намного крупнее "Фантома": размах крыла 44,4 м, длина 44,6 м, высота 12,75 м. В рекомендациях МАГАТЭ предлагается принимать его массу равной 200 000 кг, а скорость соударения с преградой - 100 м/с. Расчетная нагрузка, иллюстрируемая рис. 3.а, была вычислена Дж. Риерой с использованием распределения погонной массы и прочности по длине самолета, показанного на рис. 3,б [1].

С появлением широкофюзеляжных тяжелых самолетов, взлетная масса которых превзошла вдвое взлетную массу "Боинга 707-320", при расчете безопасности АЭС в качестве типового транспортного самолета в ряде случаев стали принимать характеристики "Боинга 747", одного из крупнейших современных пассажирских самолетов, способного перевозить более 500 пассажиров. В варианте "Боинг 747-8" его взлетная масса превышает 400 000 кг. Длина самолета составляет 70,7 м, размах крыла - 64,5 м, а высота - 19,1 м.

На рис. 4 приведена суммарная нагрузка на недеформируемую преграду (реакторный блок), принятая в проекте одной из АЭС при расчете воздействия удара "Боинга 747" [5]. Ее максимальное значение составляет 250 МН и вдвое превышает нагрузку при ударе самолета F-4E, ранее считавшуюся наиболее тяжелой. Угол наклона траектории самолета принимался в диапазоне от 0 до 10° к горизонту. Площадь пятна удара при расчетах принималась сначала в виде круга площадью 50 м^2, на этапе разрушения крыла она увеличивалась до 100 м^2, а затем вновь уменьшалась до 50 м^2.

Поскольку натурные эксперименты с разбиванием таких дорогостоящих объектов, как самолет "Боинг 747" о железобетонную

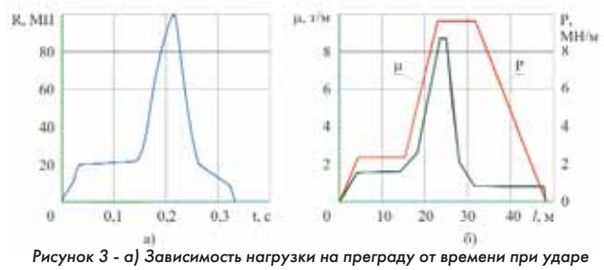


Рисунок 3 - а) Зависимость нагрузки на преграду от времени при ударе самолета "Боинг 707-320" массой 200 000 кг со скоростью 100 м/с; б) Распределение погонной массы μ и прочности P по длине самолета

плиту массой этак в 10 000 т никто еще в мире не проводил, то судить о близости полученных расчетных результатов нагрузки к истинным можно, привлекая общие физические соображения. Эксперимент с "Фантомом" свидетельствует: удар самолета о железобетонную плиту, многократно превышающую его по массе, оказался абсолютно неупругим: почти вся энергия была истрачена на деформацию изуродованной машины. Из соображений механики следует, что в рассматриваемом случае величина интеграла нагрузки на преграду за время удара должна быть приблизительно равна начальному импульсу ударившего о преграду объекта:

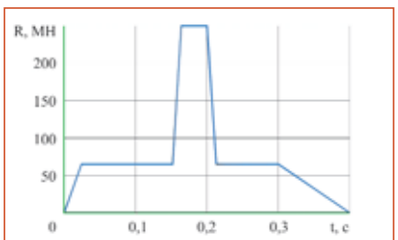


Рисунок 4 - Зависимость нагрузки на преграду от времени при ударе самолета "Боинг 747-400" массой 390 000 кг со скоростью 100 м/с

$$m_c \cdot v_0 = \int_0^t R(t)dt.$$

Результаты проверки этого соотношения для "Фантома" с использованием графика нагрузки, приведенного на рис. 1, дают вполне удовлетворительный результат: начальный импульс составляет $4{,}3 \cdot 10^6$ кг·м/с, а значение интеграла под ломаной линией нагрузки - примерно $4{,}55 \cdot 10^6$ кг·м/с. С учетом того, что удар все же не был идеально неупругим (часть элементов конструкции отбросило назад), следует признать блестящее совпадение результатов численных расчетов с грубоватой, но оказавшейся удивительно близкой к истине оценке, сделанной на основе простых физических соображений.

Теперь перейдем к рассмотрению высказанного предположения применительно к продукции фирмы "Боинг". Для принятых условий начальный импульс самолета "Боинг 707-320", как легко убедиться, составляет $2 \cdot 10^7$ кг·м/с, а значение интеграла под ломаной нагрузки на рис. 3,а - примерно $1{,}1 \cdot 10^7$ кг·м/с! Таким образом, этот график является своеобразным опровержением одного из фундаментальных физических законов сохранения. Можно утверждать, что при увеличении массы самолета на порядок по сравнению с "Фантомом" и одновременном уменьшении скорости примерно вдвое (а она, как мы помним, входит в формулу (5) в квадрате), нагрузка на преграду должна получаться в среднем вдвое выше по сравнению "фантомовской" (ее максимальное значение должно составлять 200...220 МН). И тогда значение интеграла на рис. 3,а также увеличится примерно вдвое, обеспечивая удовлетворительное совпадение с оценкой по начальному импульсу ($2{,}2 \cdot 10^7$ кг·м/с).

Перейдем к рассмотрению случая с "Боингом 747-400". По сравнению с "семьсот седьмым", с точки зрения формулы Риеры, увеличивается вдвое только масса самолета, а начальная скорость останется прежней (100 м/с). Однако и время соударения также станет больше (между прочим, из графика на рис. 4 следует, что деформации подвергнется только носовой фрагмент фюзеляжа длиной всего 20-30 м, невероятно мало), из графика - примерно на треть. Тогда максимальное значение нагрузки (при сходных по виду закономерностях ее изменения в случае с обоими "боингами") должно возрасти по сравнению с "семьсот седьмым" приблизительно в полтора раза, то есть до 300..330 МН, но отнюдь не до 250 МН, как следует из графика. Начальный импульс "семьсот сорок седьмого" для принятых условий - $3{,}9 \cdot 10^7$ кг·м/с, а значение интеграла под ломаной нагрузки на рис. 4 - всего $2{,}7 \cdot 10^7$ кг·м/с. Однако, если пропорционально "приподнять" ее на всем протяжении в полтора раза (до максимального значения нагрузки порядка 375 МН), то все встает на свои места.

Исходя из изложенных соображений авторы настоящей статьи выражают сомнения в точности опубликованных ранее оценок максимальных значений нагрузок на сооружения АЭС применительно к ударам тяжелых транспортных самолетов, которые, на наш взгляд, занижены в полтора-два раза.

Литература

1. Riera J. D. On the Stress Analysis of Structures Subjected to Aircraft Impact Forces // Nucl. Engng. and Des. 1968. Vol. 8. P. 415-426.

2. Учет внешних воздействий природного и техногенного происхождения на объекты использования атомной энергии: НП-064-05 / Федеральная служба по экологическому, технологическому и атомному надзору. - 2006.

3. External Human-Induced Events in Site Evaluation for Nuclear Power Plants. IAEA Safety Standards Series. Safety Guide No.NS-G-3.1 / International Atomic Energy Agency. Vienna, - 2002.

4. Richtlinie fur den Sch?tz von Kernkraftwerken gegen Druckwellen aus chemishen Reaktionen durch Auslegung der Kernkraftwerke hinsichtlich ihrer Festigkeit // Bundesanzeiger. No. 179. Bonn (22.9.1976). S. 1-3.

5. Бирбраер А.Н., Роледер А.Ю. Экстремальные воздействия на сооружения. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, - 2009.

6. *Sagano T., Tsubota Y., Kasai Y. et al.* Full-Scale Aircraft Test for Calculation of Impact Force // Nucl. Engng. and Des. 1993. Vol. 140. P. 373-385.

Связь с авторами: bearam07@ya.ru

ИНФОРМАЦИЯ

NASA успешно провело в аэродинамической трубе продувочные испытания нового воздухозаборника и вентилятора для турбовентиляторных реактивных двигателей, которые рассчитаны на всасывание пограничного слоя. Новый вентилятор имеет измененные по сравнению с обычными вентиляторами угол атаки и форму лопаток.

Эти параметры были оптимизированы для работы с медленным пограничным слоем, появляющимся на корпусе самолета во время полета. Продувочные испытания этого элемента, а также воздухозаборника, в котором он размещен, призваны подтвердить или опровергнуть результаты компьютерного моделирования.

Известно, что в воздухозаборнике нагрузка на лопатки вентилятора разная из-за наличия (вблизи фюзеляжа) или отсутствия (с другой стороны) пограничного слоя, что приводит к дополнительной нагрузке на лопатки. Для повышения прочности конструкции лопаток инженеры придали им изогнутую форму, причем корневая часть этих элементов установлена практически под прямым углом к воздушному потоку. Кроме того, инженеры уменьшили угол атаки лопаток со стандартных для вентиляторов 27 градусов до 17. Это изменение позволило вентилятору эффективно втягивать пограничный слой.

В испытаниях принимает участие вентилятор диаметром 56 см. Первые продувочные испытания воздухозаборника и вентилятора проводились в стабильных условиях при скоростях воздушного потока от 0,55 до 0,78 числа Маха.

Проходящие испытания воздухозаборник и вентилятор предназначены для «утопленных» (частично размещённых внутри фюзеляжа) двигателей самолета. Ожидается, что установка нового вентилятора на обычный турбовентиляторный двигатель, «утопленный» в фюзеляже, даст прирост топливной эффективности на 4,5 %.

XX

Организаторы Салона:
Международный инновационный клуб «Архимед»,
ООО «ИнновЭкспо»

МОСКОВСКИЙ МЕЖДУНАРОДНЫЙ САЛОН ИЗОБРЕТЕНИЙ И ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Международная выставка изобретений, полезных моделей, промышленных образцов, инновационных проектов

Международная выставка-конкурс товарных знаков и наименований мест происхождения товаров «Товарный знак – ЛИДЕР»

Международная научно-практическая конференция по правовой охране результатов интеллектуальной деятельности

Презентация высокотехнологичных проектов

Конкурсная программа

16 - 19 МАЯ 2017

Москва, Россия, Конгрессно-выставочный центр «Сокольники», павильоны № 4, 4.2

АРХИМЕД

Заявки на участие принимаются до 1 апреля 2017 года
105187, г. Москва, ул. Щербаковская, д.53, к.В, ООО «ИнновЭкспо»
www.archimedes.ru, www.innovexpo.ru,
e-mail: mail@archimedes.ru, mail@innovexpo.ru
Телефон / факс: +7(495) 366-14-65, +7(495) 366-03-44

УДК 532.526

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

ВБЛИЗИ КОМЕТ, АСТЕРОИДОВ И МЕТЕОРИТОВ

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.
Александр Иванович Бажанов, член-корр. РИА и МИА

Рассмотрены некоторые результаты космических исследований применительно к изучению и свойств комет, астероидов и метеоритов как объектов универсальной космической газодинамической лаборатории. Были выявлены закономерности процессов турбулентности вблизи их поверхности. Показано, что в Космосе, а конкретнее, в непосредственной близости от этих малоразмерных космических тел применимы законы, открытые на Земле. Подтверждена адекватность процессов на Земле и во Вселенной. При этом ни там, ни там не найдено противоречащих предпосылок, следствий и эффектов.

Discusses some results of space research applied to the study and properties of comets, asteroids and meteorites as objects of universal cosmic gas dynamics laboratory. Were the regularities of the processes of turbulence near the surface. It is shown that in Space, more specifically, in the vicinity of these small cosmic bodies applicable laws derived on Earth. The adequacy of processes on Earth and in the Universe. However, neither there nor there not found contrary to the assumptions, consequences and effects.

Ключевые слова: ***турбулентность, комета, астероид, метеорит.***
Keywords: ***turbulence, comet, asteroid, meteorite.***

Кометы, астероиды и метеориты - это ещё одна субстанция, наполняющая космическое пространство. Это тела, которые по размеру меньше планет и их нерукотворных спутников, но которые могут существенно повлиять на их траектории и даже целостность. На первый взгляд кажущаяся хаотичность в движении этих малоразмерных космических тел на самом деле таковой не является. Движение их строгонаправленное и практически всегда предопределено. Такой особенностью эти космические тела обязаны природе их появления. Вполне вероятен их прилёт из других галактик. После наших, либо галактических метамарфоз: акреции однородной космической сферы и последующих взрывов, столкновений различных объектов, завершения жизненного цикла звёздных систем, разрушения и прочее, множество осколков, сгустков и скоплений различного рода материи покидают свои места нахождения и летят по направлению к другим галактикам, звёздам и в том числе к нашей Солнечной системе. При этом со всех сторон Солнечную систему пронизывают эти многочисленные полидисперсные куски других миров. Они подлетают к оболочке Солнечной системы и пробивают её под различными углами и с различными скоростями движения. Они захватываются гравитационным полем Солнца и других планет Солнечной системы, и уже после этого их движение внутри Солнечной системы определяется законами притяжения. Но! Как мы знаем из физических наблюдений диапазон возможностей определяется цифрой три. Именно три космические скорости определяют траектории внутри Солнечной системы. Это первая космическая скорость, которой соответствует окружность (эллипс), вторая космическая, при которой тела движутся по параболе и третья, когда тела движутся по гиперболе.

Рис. 1 Объекты Солнечной системы и ближнего Космоса

Первая космическая скорость (круговая скорость) - это минимальная скорость, при которой тело, движущееся горизонтально над поверхностью планеты, не упадёт на неё, а будет двигаться по круговой орбите (без учёта сопротивления атмосферы и вращения планеты).

Вторая космическая скорость (параболическая скорость, скорость освобождения, скорость убегания) - наименьшая скорость, которую необходимо иметь объекту, масса которого пренебрежимо мала по сравнению с массой небесного тела (например, планеты или звезды), для преодоления гравитационного притяжения этого небесного тела. Предполагается, что после приобретения телом этой скорости оно не получает негравитационного ускорения (двигатель космического аппарата выключен). Вторая космическая скорость определяется радиусом и массой небесного тела, поэтому она своя для каждого небесного тела и является его характеристикой. Для Земли вторая космическая скорость равна 11,2 км/с. Тело, имеющее около Земли такую скорость, покидает окрестности Земли и становится спутником Солнца. А вот для самого Солнца вторая космическая скорость составляет уже 617,7 км/с.

Параболическая скорость уменьшается с увеличением расстояния от небесного объекта. Параболическую скорость у поверхности небесного объекта называют второй космической скоростью. Для Земли вторая космическая скорость равна 11,18 км/с.

Параболическая скорость на высоте 300 километров над поверхностью Земли (уровнем моря) равна 10,93 км/с, на высоте 1000 км - 6,98 км/с.

Для Солнца вторая космическая скорость равна 617,7 км/с, а параболическая скорость на расстоянии 1 астрономической единицы от нашего светила (средний радиус земной орбиты) - 42,1 км/с. Для самой большой планеты Солнечной системы (Юпитера) вторая космическая скорость равна 59,5 км/с, для наименьшей (Меркурия) - 4,2 км/с.

Параболической вторая космическая скорость называется потому, что тела, имеющие скорость, в точности равную второй космической, движутся по дуге параболы относительно небесного тела. Однако, если у тела скорость чуть больше, его траектория становится гиперболической и для Солнца это означает, что тело покинет Солнечную систему; если чуть меньше - эллиптической, т.е. тело вновь вернётся к Солнцу.

Третья космическая скорость - минимальная скорость, кото-

Вот и вся наука. Если тело в условиях гравитационного воздействия Солнца и планет продолжает движение по гиперболе, то это гостевой вариант посещения, и, если ему ничто не помешает, пролетит через Солнечную систему и покинет её. Если же тело влетает в Солнечную систему и далее движется по параболе, то оно останется внутри Солнечной системы.

За всё время наблюдения за космическим пространством было зарегистрировано достаточно большое число комет и астероидов. Траектории их полета рассчитаны, и их появление в районе Земли известно с очень высокой точностью.

Но не только траектории и местоположение малых космических объектов интересно для науки. Эти знания очень важны для человека с точки зрения предсказаний будущего нашей Солнечной системы и, конечно, нашей планеты Земля. Но для науки весьма интересна ситуация вблизи этих объектов, в частности термодинамическая ситуация. Что происходит в ближайшей окрестности этих тел? Какие термодинамические и газодинамические особенности таятся на их поверхности при полёте с огромными гиперзвуковыми скоростями? На эти вопросы и даёт ответ уникальная вселенская газодинамическая лаборатория. Вопрос только в том, способен ли человек адекватно идентифицировать этот ответ. Ведь единственным идентификатором для человека, тем не менее, является только Земля. Процессы происходят на ней. Физические законы установлены в её условиях. Диапазоны параметров характерны только для неё. Итак, что мы имеем?..

Турбулентность внутри комет

Кометы - это небольшие космические тела от 16 до 40 км в поперечном измерении, которые обращаются вокруг Солнца по огибающим конических сечений с весьма вытянутой орбитой. При приближении к Солнцу вокруг ядра кометы образуется кома и иногда хвост из газа и пыли. Благодаря хвосту эти небесные объекты и получили название комета (на греческом - "длинноволосый"). Считается, что кометы прилетают в центральную часть Солнечной системы из Облака Оорта (названо в честь голландского астронома Яна Хендрика Оорта), в котором находится огромное количество кометных ядер.

Кометы, прибывшие из глубины Космоса, выглядят как туманные объекты, за которыми тянется хвост, иногда достигающий длины в несколько миллионов километров (у кометы Хиякутаке длина хвоста была равна 580 млн км). Ядро кометы представляет собой твёрдое образование неправильной формы (например, комета Чурюмова-Герасименко).

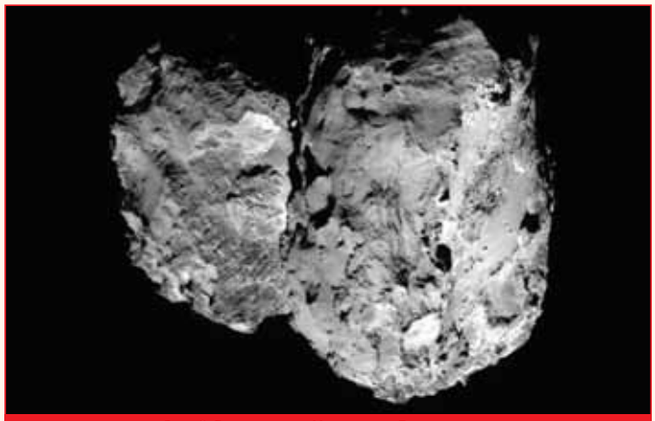


Рис. 3 Ядро кометы Чурюмова-Герасименко

Ядро окружено туманной оболочкой - комой. Это своеобразная атмосфера кометы. Яркость комет очень сильно зависит от расстояния от Солнца. Самые яркие, самые заметные кометы, которые можно увидеть невооружённым глазом, называются большими или великими кометами.

Многие короткопериодические кометы входят в так называемые семейства: семейство Юпитера, Сатурна, Урана и Нептуна. К последнему относится знаменитая комета Галлея. Из последних обнаруженных комет следует отметить кометы Хейла-Боппа, Хякутакэ и Холмса.

Рис. 2 Облако Оорта

Рис. 4 Кома и ядро кометы Галлея

рую необходимо сообщить находящемуся вблизи поверхности Земли телу, чтобы оно могло преодолеть гравитационное притяжение Земли и Солнца и покинуть пределы Солнечной системы.

При старте с Земли, наилучшим образом используя осевое вращение (около 0,5 км/с) и орбитальное движение планеты (почти 29,8 км/с), космический аппарат может достичь третьей космической скорости уже при ~16,6 км/с[1] относительно Земли. Для исключения влияния атмосферного сопротивления предполагается, что космический аппарат приобретает эту скорость за пределами атмосферы. Наиболее энергетически выгодный старт для достижения третьей космической скорости должен осуществляться вблизи экватора, движение объекта должно быть сонаправлено осевому вращению Земли и орбитальному движению Земли вокруг Солнца. При этом скорость движения аппарата относительно Солнца составит

$$29{,}8 + 16{,}6 + 0{,}5 = 46{,}9 \text{ км/с.}$$

Траектория аппарата, достигшего третьей космической скорости, будет частью ветви параболы, а скорость относительно Солнца будет асимптотически стремиться к нулю.

На начало 2015 г. только один космический аппарат (КА) покинул окрестности Земли с третьей космической скоростью. Наибольшей скоростью покидания Земли обладал КА "Новые горизонты" - 16,26 км/с (гелиоцентрическая скорость 45 км/с), а благодаря гравитационному маневру у Юпитера в 2007 г. он еще прибавил 4 км/с. После окончания основной части своей миссии он покинет Солнечную систему с гелиоцентрической скоростью около 14 км/с. Аналогичным образом ускорялись и другие КА, уже покинувшие Солнечную систему (Вояджер-1, Вояджер-2, Пионер-10 и Пионер-11). Все они покидали окрестности Земли со скоростями, существенно меньшими третьей космической.

Четвёртая космическая скорость - минимально необходимая скорость тела, позволяющая преодолеть притяжение Галактики. Она зависит от расстояния от центра Галактики. По оценкам, в районе нашего Солнца четвёртая космическая скорость составляет около 550 км/с.

Скорость движения самого Солнца вокруг центра Галактики составляет примерно 217 км/с, и если бы оно двигалось примерно втрое быстрее, то со временем покинуло бы Млечный Путь. Но Солнцу и нам вместе с ним это не грозит. А вот пульсар B1508+55, удалённый от Земли на 7700 световых лет, движется со скоростью 1100 км/с, и когда-нибудь он станет "Летучим голландцем" Вселенной.

Прусский астроном и математик Ф.В. Бессель установил сублимационную природу атмосферы комет. Он также показал, что кометы имеют два основных типа хвостов. Газовые и пылевые хвосты вследствие различной удельной массы их материи по разному реагируют на воздействие солнечного излучения и тяготения, и поэтому имеют различную баллистику. Сублимационная природа комет определяется составом их ядра, материалом которого, как правило, является так называемый загрязнённый лед H_2O. Он содержит летучие примеси ацетонитрил, синильную кислоту, сероуглерод и другие, преимущественно органические вещества. С приближением к Солнцу летучие вещества и лёд сублимируют, пополняя атмосферу кометы и её хвост газами и лёгкими пылинками.

Таким образом вокруг твёрдого ядра кометы формируется сложная турбулентная конфигурация. Очевидно, в непосредственной близости от ядра сублимационные потоки, выходящие в атмосферу по нормали к поверхности, являются ламинарными, подобно продуктам сгорания твёрдого ракетного топлива в РДТТ. Но потом в силу различных градиентов, порождаемых солнечным ветром и тяготением, эти потоки могут терять ламинарную устойчивость и становиться турбулентными. Кроме того, гиперзвуковая скорость полёта ядра также вносит в структуру потока свои определённые особенности.

Разная плотность газа и частиц (опять аналогия с двухфазными продуктами сгорания в РДТТ) приводит к сепарации и расслоению следа кометы и появлению двух хвостов. Под действием давления солнечного света пыль от комет уносится в противоположную от Солнца сторону, формируя изогнутый пылевой хвост.

Рис.5 Два хвоста кометы Хейла-Боппа

Известны факты, когда хвост кометы становится обращённым в сторону Солнца - аномальный третий хвост. Этот факт можно объяснить медленным вращением ядра кометы, и вследствие этого сильным разогревом поверхности и подповерхностного вещества ядра, приводящим к выбросам, подобным выбросам вулканов и гейзеров. В таком хвосте наверняка имеются все виды турбулентности. Но ядер комет, имеющих низкую скорость вращения, крайне мало, этим и объясняется малое число наблюдений подобных событий.

Рис. 6 Кома и три хвоста кометы 2P/Энке

В августе 2006 г. астроном Макнот Роберт обнаружил комету C/2006 P1. Уже в январе-феврале 2007 г. комета Макнота стала самой яркой кометой, видимой с Земли, за последних 50 лет. Длина хвоста, состоящего из ионизированного газа кометы, составила около 224 млн км (измерение проведено космическим аппаратом "Улисс"), что намного больше пылевого хвоста, который был виден с Земли в 2007 году.

Рис. 7 Комета Макнота C/2006 P1

Астероиды

В отличие от комет, астероиды - это твёрдые тела относительно небольшого размера, движущиеся вокруг Солнца. Их называют малыми планетами. Астероиды значительно уступают по массе и размерам планетам, имеют неправильную форму и не имеют атмосферы. Астероидами считают тела с диаметром более 30 м. В настоящий момент в Солнечной системе обнаружены сотни тысяч астероидов. Большинство известных на данный момент астероидов сосредоточено в пределах пояса астероидов, расположенного между орбитами Марса и Юпитера.

Самым крупным астероидом в Солнечной системе является Церера, имеющая размер порядка 1000 км. Два других крупнейших астероида - Поллада и Веста - имеют диаметры около 500 км. Веста является единственным объектом пояса астероидов, которую можно наблюдать невооружённым глазом.

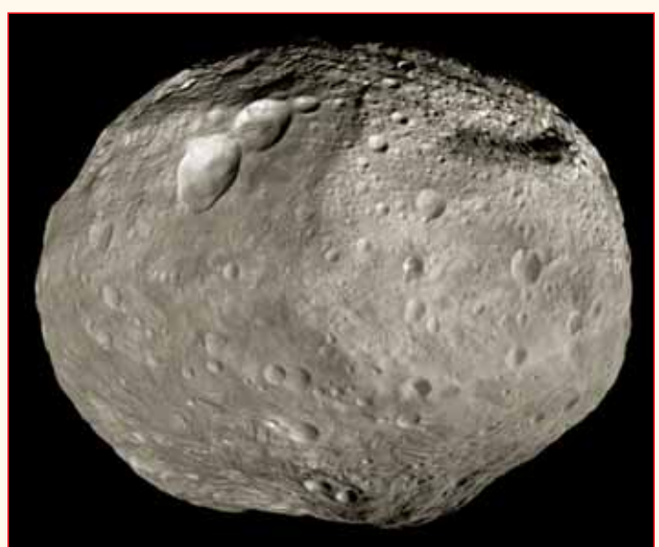


Рис. 8 Астероид Веста

Известны как минимум 150 астероидов, имеющих собственные спутники, а то и по два. Первой система астероид-спутник была открыта в 1993 г. межпланетным аппаратом "Галилео", когда он, пролетая мимо астероида Ида, обнаружил спутник, максимальный размер которого составил 1,5 км. Спутник получил название Дактиль, он вращается вокруг Иды на расстоянии порядка 100 км.

Астероиды и кометы - это остатки того вещества, из которого 4,5 млрд лет назад сформировались большие планеты. Если считать, что вся совокупность планет, вращающихся вокруг

Рис. 9 Астероид Ида и её спутник Дактиль

Солнца, - это строго упорядоченная система, то множество летающих в этой системе астероидов и комет может оказаться непричастной к ней. Ведь это образование, получившееся по остаточному принципу. Образования, не вошедшие в ту генеральную последовательность, в которой уже распределены функциональные свойства. Эти образования можно считать нестационарными членами общего мирового уровнения, описывающего релаксационный процесс, который ещё не приведён к вселенскому равновесию. А значит, возможна коррекция всей системы.

Возможны ситуации пересмотра пересмотра, перезагрузки системы. Человечество называет такую возможность астероидно-кометной опасностью. Действительно, к Земле постоянно настойчиво рвутся посланцы вечности - астероиды и всевозможные кометы. Наибольшую опасность у учёных вызывает астероид Апофиз, который в 2029 году пролетит на минимальном расстоянии от Земли. И тогда уже нам будет не до турбулентности. Может произойти удар и появится новая луна. Не радует и последний анализ самых больших земных и лунных "шрамов" - кратеров. Теперь ясно, что большинство из них - результаты столкновений именно с кометами и астероидами. Но не будем, как говорится, о грустном. Будем спокойно изучать природу и свойстве этих космических тел.

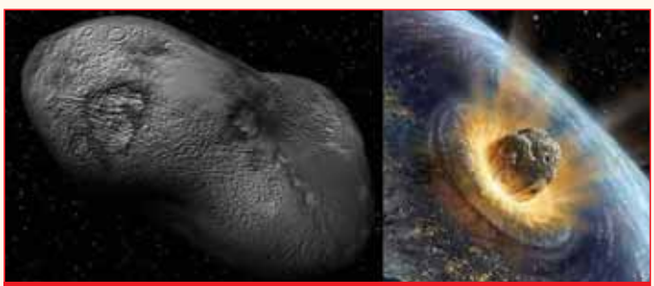
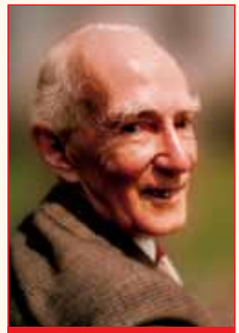


Рис. 10 Астероид Апофиз и представление о его вероятном столкновении с Землёй

Метеориты

Метеориты - это тела космического происхождения, упавшие на поверхность планет. И хотя в 1772 году на заседании Парижской академии наук по поводу метеоритов был вынесен вердикт: *"Как известно, камней в небе нет и быть не может. А потому всякое известие о том, что они оттуда падают, заведомо ложно"*, камни с неба падают и современные учёные считают, что каждый год на Землю падает до 500 (другие ученые называют цифру 1000) метеоритов весом от нескольких граммов до килограмма. Например, 11 февраля 2012 г. около сотни метеоритных камней упали на площади 100 км^2 в одном из районов Китая. Самый крупный найденный метеорит весил 12,6 кг. Крупнейший из найденных на Земле метеоритов - Гоба. Сейчас его масса оценивается в 60 т, а была больше - после его обнаружения от него откалывали кусочки для многочисленных научных исследований, свою лепту внесли эрозия и вандалы.

Полагают, что в сутки на Землю падает 5 тонн метеоритов. Однако, из Космоса на земную поверхность выпадает гораздо больше внеземного материала, чем обычно принято думать. Космической пыли, мельчайшие частицы которой захватываются атмосферой, выпадает на Землю около одного миллиона тонн ежегодно.



Ян Хендрик Оорт

Фридрих Вильгельм Бессель

Эдмунд Галлей

Рис. 11 Метеорит Гоба

Известно, что метеориты, подлетая к Земле, имеют скорость от нескольких до десятков километров в секунду. Такая скорость при входе метеорита в атмосферу приводит к выделению на его поверхности огромного количества тепла из-за трения. Температура на поверхности метеорита достигает 5000 К. Эта температура близка к температуре на поверхности Солнца (6000 К). Некоторые метеориты не долетают до поверхности Земли, они сгорают в атмосфере, а некоторым, наиболее тугоплавким, удаётся долететь. И тогда они приносят из Космоса бесценную информацию для Человечества.

Пролетая через атмосферу планеты, метеорит испытывает на себе её газодинамическое воздействие. Возникает сложная турбулентная структура со скачками уплотнения и ударной головной волной. В силу того, что метеорит имеет практически всегда неправильную форму, и к тому же он ещё и вращается, и летит с громадной скоростью, то вокруг него возникают отрывные течения и относительные градиентные потоки.

Рис. 12 Метеорит над Байкалом

Конечно, пока эта картина ещё не представлена в виде локальных экспериментальных результатов, но совершенно очевидно, что в непосредственной близости от метеорита могут реализовываться все известные на Земле виды элементарных движений газа: колебательное, поступательное, вращательное и торсионное [2]. И как говорил герой известного фильма: *"Будем искать"*.

Литература

1. Ю.М. Кочетков, А.И. Бажанов. Турбулентность Солнечной системы // Двигатель № 3, 2016 г.

2. Ю.М. Кочетков. Турбулентность, сжимаемость и вязкость // Двигатель № 5, 2011 г.

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com

ТРИДЦАТЬ ТРИ ГОДА В РАКЕТНОЙ ТЕХНИКЕ: УСПЕХИ, РАЗНОГЛАСИЯ, КОНФЛИКТЫ

Вячеслав Фёдорович Рахманин,
Лауреат Государственной премии СССР, к.т.н.

(Продолжение. Начало в 4-6 - 2015, 1-6 - 2016)

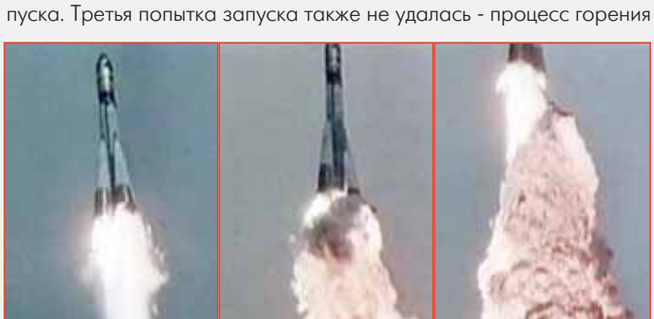
ПЕРВАЯ МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНАЯ И ПЕРВАЯ КОСМИЧЕСКАЯ РАКЕТА Р-7 (ч. 2)

Лётно-конструкторские испытания - это завершающий этап отработки ракетного комплекса, их результаты подтверждают соответствие конструкции и технологии изготовления требованиям технического задания заказчика. Одновременно это и госэкзамен для конструкторов, технологов, испытателей и изготовителей на их профессиональное умение создавать новые образцы ракетной техники. Жидкостные ракеты дальнего действия включают в себя ряд различных ракетных систем, которые проходят автономную стендовую отработку по программам, предусматривающим проверку работоспособности и соответствия заданным характеристикам при изменениях в широком диапазоне параметров и условий работы. Однако при проведении автономных испытаний ракетных систем не всегда имеется возможность выявить взаимовлияние сопрягаемых в ракете систем, так что их взаимовлияние может быть установлено только при их совместной работе в процессе полёта ракеты, т.е. на этапе лётных испытаний, для чего, собственно, они и проводятся. Такие неувязки при наземной отработке ракетных систем приводят порою к возникновению аварийных ситуаций в полёте, в результате чего ракета разрушается и теряется ожидаемая техническая информация о работе ракетных систем. Но такие аварии - это плата за приобретение новых научных знаний и опыта создания новой техники. На практике же при проведении ЛКИ аварии часто происходят из-за нарушений при изготовлении требований технической документации или не выявленных техническим контролем производственных дефектов.

Все участники подготовки МБР Р-7 к лётным испытаниям с нетерпением и надеждой на успех ждали начала лётных испытаний. Но первые результаты не принесли радости.

Первый пуск ракеты Р-7 состоялся 15 мая 1957 г. Ракета успешно сошла со старта, но в процессе полёта в одном из боковых блоков возник пожар и на 98 секунде полёта блок самопроизвольно отделился, остальная часть ракеты потеряла устойчивость и разрушилась.

Две попытки пуска второй лётной ракеты Р-7 10 июня 1957 г. не состоялись из-за автоматического сброса набранной схемы запуска. Третья попытка запуска также не удалась - процесс горения в камерах самопроизвольно прекратился на режиме запуска.



Аварийный пуск Р-7 15 мая 1957 г.

Пуск третьей ракеты Р-7 состоялся 12 июля 1957 г. Полёт до 33 секунды проходил без замечаний, затем произошло интенсивное вращение ракеты вокруг её продольной оси, и на 45 секунде полёта ракета разрушилась.

Такова хронология и результаты первых 3-х пусков ракет Р-7 без анализа и подробных комментариев. Предоставим эту неблагодарную роль выполнить Государственной комиссии по проведению лётных испытаний ракет Р-7.

По каждому пуску, включая несостоявшиеся попытки запуска второй ракеты, комиссия направляла докладные записки в адрес ЦК КПСС. Не будем загружать читателя изложением промежуточных докладов, приведём фрагменты из доклада, обобщающего все три неудачных пуска. Такая докладная записка, подписанная В.М. Рябиковым и М.И. Неделиным, была направлена в ЦК КПСС 19 июля 1957 г. В ней достаточно подробно и объективно приводятся описания каждой аварийной ситуации и причины их проявления. Сосредоточим внимание на выводной части доклада: *"По результатам проведённых испытаний можно сделать следующие выводы:*

- Задачей первых трёх-пяти пусков ракет, в соответствии с утверждённой программой, являлась отработка техники старта, динамики управляемого полёта первой ступени и процесса отделения боковых блоков ракеты. [...]

- Проведённые два пуска ракет Р-7 подтвердили правильность принципиальных решений, заложенных в конструкцию двигательных установок ракеты и их работоспособность в условиях полёта.[...]

- В процессе подготовки и проведения пуска ракет Р-7 военные специалисты полигона ... получили необходимые навыки, опыт и добились слаженности в работе.

Таким образом, решение о начале лётных испытаний, принятое по результатам отработки ракеты в КБ, НИИ и на заводах, было правильным и своевременным.

Лётные испытания позволили выяснить комплекс вопросов, которые не могли быть выяснены при стендовых испытаниях.

Вместе с тем, при подготовке к пуску трёх ракет Р-7 и запуске двух из них выявлен ряд существенных недостатков, основными из которых являются:

- недостаточная герметичность в топливных коммуникациях;

- значительное количество производственных дефектов, выявленных в процессе подготовки ракет к пуску;

- конструктивная недоработка некоторых элементов ракеты.[...]

В настоящее время на заводах приняты меры по повышению качества изготовления комплектующих элементов и сборки ракет Р-7.[...]

Очередной пуск ракеты Р-7 Комиссия предполагает произвести ориентировочно в середине августа, после выявления и устранения причин, вызвавших аварийный полёт ракеты 12 июля с.г.".

Так в достаточно сдержанной форме, не используя научно-техническую терминологию, руководство Госкомиссии охарактеризовало результаты первых трёх испытаний ракет Р-7 по программе их лётной отработки. Бодрый тон докладной записки напомнил мне эстрадную песенку о " прекрасной маркизе", у которой *"... в остальном всё хорошо, всё хорошо!"*. У нас тоже, как у маркизы. По сути обескураживающие результаты - две аварии и один незапуск. И это с ракетой, за завершением разработки которой с надеждой на положительный результат следил политический лидер страны! Три аварии - и ни одной фамилии виновных, ни, хотя бы одного, предложения для вынесения "оргвыводов". В 1957 г. изменилась внутренняя политика, а с ней изменился и стиль докладных записок в высшие партийно-государственные органы, даже при изложении аварийных ситуаций.

Вернёмся к докладной записке от 19 июля 1957 г. Госкомиссия отмечает, что при проведении испытаний даже с аварийным исходом был получен ряд положительных результатов, определён комплекс вопросов, которые не могли быть выяснены при наземных испытаниях ракет, а также установлены "слабые" места конструкции и выявлены производственные дефекты. По всем выявленным недостаткам и дефектам намечены меры для их устранения. К расхожему выражению *"в науке отрицательный результат - тоже результат"* следует добавить "...дающий возможность его устранить". Не забыла Госкомиссия и соломки для себя подстелить: *"таким образом, решение о начале лётных испытаний ... было правильным и своевременным"*. Итоговый вывод докладной записки вселяет уверенность - после устранения выявленных дефектов и доработки задела - примерно через месяц, в середине августа 1957 г. - провести очередной четвёртый пуск по программе лётных испытаний ракеты Р-7.

Докладная записка в правительственные круги - особый вид документа, в данном случае записка имела больше политико-дипломатическое, чем техническое назначение. По замыслу авторов её содержание не должно вызывать у адресата раздражения, а создавать уверенность в правильности развития событий. Но это вовсе не значило, что результаты лётных испытаний не стали предметом "внутренних разборок" среди авторов докладных записок. Все участники проведения лётных испытаний переживали за успешный полёт ракеты.

Но "своя рубашка ближе...", каждый Главный конструктор не только переживал за весь комплекс, но и нёс личную ответственность за работу "своей" ракетной системы. И при проявлении аварийного дефекта в какой-либо системе назначалась комиссия, как правило, во главе с Главным конструктором системы, остальные по мере возможности помогали и при этом по-доброму и иронически ему сочувствовали. Отвечающий за отработку всего ракетного комплекса Королёв предпочитал занимать роль контролёра и порою позволял себе не очень-то сдерживать свой взрывной характер при разговорах с "именинником". Обстановка складывалась напряжённая и каждый очередной неудачный пуск поднимал градус напряжённости и в "разборку полётов" включались новые участники.

Предложим читателям в сокращённой форме анализ результатов первых трёх пусков ракет Р-7 и реакцию на них Главных конструкторов.

16 мая 1957 г., на следующий же день после первого пуска, руководство Госкомиссии направило в ЦК КПСС телеграфный экспресс-отчёт, в котором изложило результаты аварийного пуска и запланированные работы по выяснению причин аварии. Более обстоятельные сведения о первом пуске были сообщены спустя 20 дней, 4 июня 1957 г., В.М. Рябиковым, М.И. Неделиным и С.П. Королёвым. В этой телеграмме сообщалось, что после тщательного анализа телеметрических записей и осмотра собранных блоков ракеты установлена причина аварии: возникновение в одном из блоков ракеты пожара из-за *"появления негерметичности в керосиновой коммуникации высокого давления двигательной установки. Развитие пожара на 97 сек. полёта привело к прекращению работы двигательной установки блока и его отделению на 98 сек. [...]*

Обеспечение герметичности коммуникаций ракеты, работающих при высоких давлениях - до 100 атм и нахождение методов надёжного контроля герметичности перед запуском ракеты является сложной проблемой, над которыми конструкторами продолжительное время ведутся работы".

Из текста официальной телеграммы следует, что место утечки керосина установить не удалось. Большинство участников этого пуска склонны были считать, что негерметичным оказался стык в месте присоединения магистрали питания рулевой камеры к основному двигателю. А кто отвечает за герметичность этого стыка? Разумеется, двигателисты из ОКБ-456. На возражения Глушко о недоказанности течи из магистрали двигателя, Королёв отвечал, что в двигателе столько труб и стыков между ними, что немудрено одному из них оказаться негерметичным. Тем более, что визуальное наблюдение за летящей ракетой подтверждает наличие горения в районе двигателя, начиная с момента старта ракеты. Эти споры-разговоры вылились в запись одного из мероприятий по подготовке следующих пусков: *"Принять меры для ужесточения методов контроля коммуникаций на герметичность путём повышения давления воздуха при пневмоиспытаниях"*.

Реализация этого мероприятия вскрыла техническое упущение при подготовке ракеты Р-7 к пуску, что с большой долей вероятности и стало причиной аварийного пожара при первом пуске. Об этом вспоминает Черток в книге "Ракеты и люди", т. 2. Опыт работ с ракетами, начиная с Р-1, показал, что некоторые фланцевые и штуцерные соединения трубопроводов в ракетах и двигателях, под воздействием вибрации и тряски при передвижении на железнодорожном транспорте с завода на полигон теряют герметичность, бывали случаи даже поломок свободно проложенных трубопроводов. Для исключения таких дефектов все стыки топливных магистралей у ракет Р-2 и Р-5 на технической позиции перед пуском проходили пневмоиспытания и, при необходимости, дополнительную затяжку. А в технологии подготовки ракеты Р-7 к старту такой операции не оказалось, работники ОКБ-1 о ней забыли. Установив упущение, срочно уточнили документацию. И во время подготовки к пуску следующей ракеты при проведении дополнительных пневмоиспытаний выявилось, что ряд магистральных стыков на ракете и двигателях не соответствует требованиям документации по герметичности. Дефекты были устранёны, потенциальные пожары были предотвращёны. Упущение в технологии подготовки ракеты Р-7 к пуску, приведшее к наиболее вероятной причине аварии, по воспоминаниям Чертока в упомянутой выше книге, вызвало у него и некоторых работников ОКБ-1 - Л.А. Воскресенского, И.И. Райкова, А.Н. Вольцифера - чувство вины, глубокой досады и причастности к причине аварийного исхода пуска. А как отреагировал на это Королёв? По этому поводу Черток отметил: *"Королёв на этот раз не чувствовал себя виноватым. Он был удовлетворён тем, что Глушко всё-таки наказан за свою самоуверенность и демонстративную невозмутимость перед пуском"*.

Учитывая вновь открывшиеся обстоятельства, следует возложить ответственность за пожар и аварию при первом пуске Р-7 на

В.М. Рябиков, В.П. Глушко, М.В. Келдыш

ОКБ-1, сняв её с ОКБ-456. Но в мемуарной литературе этот вопрос имеет двоякое толкование.

10 июня 1957 г. была предпринята попытка запуска второй лётной ракеты Р-7. Запуск этой ракеты превратился в решение новой технической задачи. После полного набора командной схемы запуска, включая "зажигание", произошёл сброс схемы. Срочно провели совещание, причину сброса схемы не выяснили, но решение приняли - повторить запуск ракеты. Повторить - не самое удачное решение, если надеешься получить другой результат. Подобную ситуацию Альберт Эйнштейн характеризовал следующим образом: *"Бессмысленно продолжать делать то же самое и ждать других результатов"*. Вот и в данном случае повтор оказался в полном смысле повтором - опять после набора последней команды на запуск произошёл сброс схемы. Но на этот раз телеметристам удалось установить причину - не открылся главный кислородный клапан на одном из блоков. "Мозговой штурм" участников совещания выдал причину: примерзание тарели клапана из-за плохо удалённой влаги перед монтажом клапана в двигатель. Признанный специалист проведения испытаний в нештатных условиях зам. главного конструктора ОКБ-1 Л.А. Воскресенский предложил способ восстановить работоспособность клапана путём обогрева его корпуса горячим технологическим воздухом. Клапан прогреется, лёд растает, и можно будет работать дальше.

Л.А. Воскресенский

Предложение оказалось эффективным и при третьей попытке запуска клапан открылся, в камерах начался процесс горения, но внезапно, без подачи каких-либо внешних команд, на режиме промежуточной ступени всё погасло, двигатели заглохли. Сложилось такое впечатление, что эта ракета упорно "не хотела" летать. Остаётся добавить, что конструкция двигателя ракеты Р-7 не предусматривала возможности вторичного запуска после прекращения рабочего процесса в камерах, о чём Глушко сообщил членам Госкомиссии и ракету сняли с пускового сооружения.

С целью выяснения причины несанкционированного прекращения работы двигателей, ракета и двигатели были подвергнуты контрольной разборке и дефектации, в результате которых было установлено, что на ракетном заводе при монтаже бортовой пневмогидросхемы центрального блока один из клапанов установлен с ошибкой на 180 градусов ("задом наперёд"), что и привело к прекращению запуска. Проверили задел ракет - на готовящейся к пуску следующей ракете обнаружили такую же ошибку. Специально проведённое стендовое испытание двигателя с дополнительно смонтированной бортовой системой продувки азотом с неправильно установленным клапаном подтвердило, что именно этот дефект сборки стал причиной незапуска двигателя в составе второй лётной ракеты.

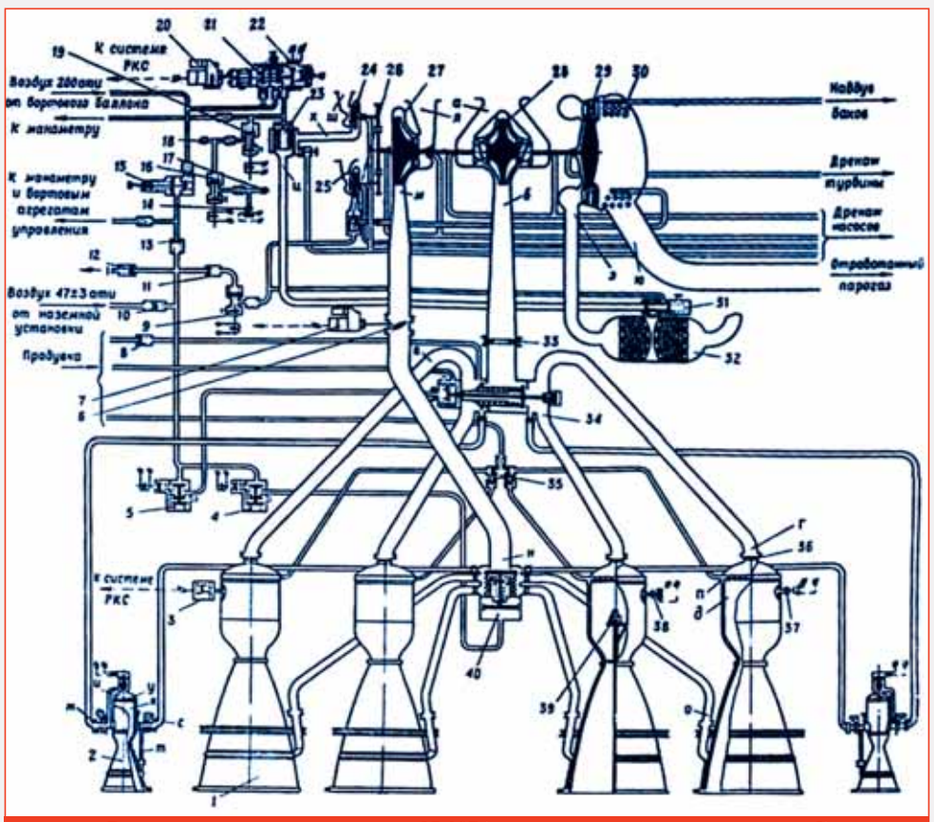
Причины неудачных попыток запуска второй лётной ракеты должны были разделить между собой ОКБ-456 и ОКБ-1. Двигателисты - из-за наличия не удалённой влаги в клапане, которая замёрзла и не позволила открыться пусковому клапану в момент запуска двигателя, а ракетчики - из-за неправильно установленного клапана азотной продувки, приведшему к прекращению запуска двигателя и фактическому срыву испытания.

Но как при пуске первой ракеты, так и при попытках запуска второй ракеты причастность ОКБ-1 к неудачным результатам в обоих случаях выявлялась позднее, при проведении последующих, более тщательных изучениях причин ненормальной работы. Так что первые, наиболее эмоциональные по форме замечания были адресованы Глушко, который воспринимал их весьма болезненно. В то же время ошибки ОКБ-1, фактически приведшие к аварии при первом и к срыву второго испытания, на фоне последующих событий прошли почти незамеченными, не получившими должной оценки.

Пуск третьей лётной ракеты состоялся 12 июля 1957 г. и завершился её разрушением на 43 секунде полёта из-за недопустимо высокой скорости вращения вокруг продольной оси ракеты вследствие подачи системой управления ложной команды. Причину выдачи такой команды установить не удалось. Аварийная комиссия сочла возможным объяснить появление ложной команды системы управления на вращение ракеты несанкционированным замыканием в корпусе прибора управляющих цепей попавшей случайно туда металлической частицей. Идея объяснения невыясненной причины аварии наличием посторонней неопознанной и "зловредной" частицы широко использовалась в 50-60-е годы членами аварийных комиссий и у двигателистов, и у электриков, и у прибористов, и у гидравликов. Эта универсальная по использованию в аварийных заключениях посторонняя частица заслужила сочинения в её честь по меньшей мере оды или установки памятника, т.к. многие годы покрывала научную беспомощность наших инженеров разобраться в истинных причинах аварии.

Принятыми в течение ряда последующих лет мерами количество аварий ракетной техники, вызванных посторонними частицами, было существенно сокращено, но эта техническая "болезнь" ушла вглубь и время от времени напоминала о себе.

После третьего неудачного пуска ракеты Р-7 прошло почти 60 лет. За эти годы технология производства и технические средства контроля сделали огромный качественный скачок, не остались в стороне и конструкторы ракетной техники. Благодаря этому многие годы при аварийных ситуациях ссылок в аварийных заключениях на влияние посторонних частиц практически не бывает. Но это, однако, не означает, что с "неопознанными случайными частицами" навсегда покончено.



Пневмогидравлическая схема двигателя РД-107 (клапан горючего - 4, клапан окислителя - 5)

За примером не пришлось далеко ходить. Во втором десятилетии XXI века при проведении технологической проверки функционирования одного из агрегатов, получаемых НПО Энергомаш по кооперации для установки в двигатель РД180 РН "Атлас", было отмечено несоответствие его рабочей характеристики требованиям конструкторской документации. При контрольной разборке было установлено, что на поршневой паре с минимальным зазором обнаружены следы от заклинивания попавшей в зазор посторонней металлической частицы, что и стало причиной изменения рабочей характеристики агрегата. При разборке агрегата частицу обнаружить не удалось, по аналитическому прогнозу отмеченное нарушение к аварийной ситуации не привело бы, но программа пуска была бы сорвана. Представляется интересным отметить, что в переписке по этому случаю американская сторона вместо нашего наименования "частица" использовала термин "мусор". Разницы по сути вроде бы нет, но с непривычки звучит обидно.

Возвращаясь к выводам аварийной комиссии по результатам пуска третьей лётной ракеты, следует отметить, что комиссия признала причиной аварии опять-таки производственно-технологический дефект, наличие неуловимой частицы характеризовало несовершенство технологии производства и слабость технического контроля.

Три подряд неудачных пуска. Количество, конечно, небольшое. Но три из трёх...В инженерной среде существует шутливое определение: одна авария - случайность, две аварии - совпадение, три аварии - статистика. На эту неприглядную статистику обратил внимание в разговоре с Чертоком зам. Председателя ГКОТ К.Н. Руднев, недавно назначенный председателем Госкомиссии. По его оценке - ещё одна-две аварии и ситуация может в корне измениться. Хрущёв продолжает верить Королёву, но эти аварии усиливают позиции появившихся конкурентов. В середине 1957 г. ОКБ-1 уже не было монополистом в разработке баллистических ракет дальнего действия, в этой же технической нише начали работать ОКБ М.К. Янгеля и ОКБ В.Н. Челомея. Причём эти ОКБ разрабатывали ракеты, в соответствии с требованием заказчика, на высококипящем топливе. А это был серьёзный аргумент при определении перспектив развития боевой ракетной техники. Чтобы выправить положение, необходимо было обязательно до середины августа провести успешный пуск.

Но и без этого совета подготовка ракеты к следующему пуску велась с особой тщательностью. Для этого была ещё одна побудительная причина, вытекающая из позиции, занятой заместителем председателя Госкомиссии М.И. Неделиным. Этот фрагмент истории проведения лётных испытаний ракет Р-7 изложен в книге Я.К. Голованова "Королёв: факты и мифы". После третьего лётного испытания и практически невыясненной причиной аварии Неделин заявил членам Госкомиссии: *"Я считаю, что так дальше продолжаться не может. Меня как заказчика не интересует, кто в какой неудаче виноват. Это вы сами разбирайтесь. Армии нужно одно: чтобы ракета летала и отвечала тактико-техническим требованиям. А она не летает и никаким требованиям не отвечает. Поэтому я предлагаю ракету с испытаний снять, все изделия, прибывшие на полигон, отправить обратно в ОКБ к Сергею Павловичу, и пусть он доводит ракету на своих испытательных стендах, а когда доведёт, вот тогда и будем дальше пускать"*. В создавшейся ситуации позиция Неделина, представляющего в Госкомиссии Министерство обороны, была естественной и своевременной. В противном случае мог возникнуть вопрос - соответствует ли Неделин назначению в Госкомиссию? Остановиться, оглянуться - вроде бы разумное предложение. Но оно категорически не устраивало представителей промышленности, и в первую очередь Королёва. И если бы это было связано с только что появившимися конкурентами. Потеря темпа проведения лётных испытаний могла привести к невосполнимой потере исторического приоритета в запуске искусственного спутника Земли, которым Королёв очень плотно занимался последние годы. Но об этом будет изложено ниже и подробнее.

М.И. Неделин

Позиция Неделина вызвала бурное сопротивление у Королёва и Пилюгина. Они доказывали, что техническое состояние ракеты не требует дополнительных стендовых испытаний, причины аварий выяснены, это производственные дефекты и их можно успешно устранить в МИКе на полигоне, а не возить ракеты туда-сюда за сотни километров, что, как показал опыт, порождает новые дефекты.

Н.А. Пилюгин и С.П. Королёв

Неожиданно для всех в спор вступил Глушко. К моменту высказывания Неделина уже была выявлена приоритетная роль ОКБ-1 в двух первых неудачных пусках. И обиженный Глушко за несправедливую критику его работы, вместо ожидаемой корпоративной солидарности с Королёвым, поддержал Неделина. По мнению Глушко, впустую израсходовано уже 15 прекрасно отработанных двигателей и при таком продолжении работ его двигательный завод не сможет восполнять потери, происходящие из-за чужих недоработок. Участвующим в разговоре стало ясно, что Глушко выплеснул скопившуюся у него обиду за те несправедливые обвинения, которые предъявлял ему Королёв за неудачные испытания двух первых ракет. Присутствующий при разговоре Рябиков резонно возразил Глушко, что как при аварийном, так и при положительном исходе испытания его двигатели не могут вторично использоваться, завод же должен их изготавливать в запланированном количестве.

После этого Рябиков предложил Главным конструкторам обсудить между собой сложившееся положение и с учётом позиции, занятой Неделиным, найти взаимоприемлемое решение. Но обсуждения не получилось, Королёв и Глушко перешли к выяснению личных отношений. Королёв не стал упрекать Глушко в срыве двух пусков ракет, обсуждение этой темы для него было невыгодно. Он сосредоточил свои претензии на поведении Глушко в коллективе Главных конструкторов, обвинив в зазнайстве, в постоянном стремлении подчеркнуть значимость своей работы, выделить её, а, следовательно, и себя из общей работы всех разработчиков ракеты. В ответ Глушко напомнил Королёву, что из всех аварийных испытаний ракет Р-1, Р-2 и Р-5 большинство аварий произошло по вине ОКБ-1, но Королёв не хотел признать даже очевидные случаи своих ошибок и ввёл в практику размазывать ответственность за аварии на всех Главных конструкторов. Королёв возражал, что Глушко исходит из порочного принципа индивидуальной работы каждого Главного конструктора, не понимает значения "артельного труда". Все Главные конструкторы делают общее дело, ракета одна на всех и все вместе должны быть в ответе за любые результаты испытаний. Спор принял неконструктивный, скандальный характер, а в этом случае невозможно выяснить ни правого, ни виноватого. Что и подтвердил В.П. Бармин, подводя итог этой словесной баталии: *"Оба виноваты и оба неисправимы"*.

Это была, пожалуй, первая публичная схватка двух "медведей", попавших в одну "берлогу". До этого они не раз в служебной пере-

писке "кусали" друг друга, но это не сказывалось на их общем деле. Публичный скандал - это уже другой уровень отношений, и хотя он испортил настроение участникам, но, по большому счёту, не сказался на их деловых отношениях. Они как были, так и остались единомышленниками и, более того, партнёрами, выполняющими одно большое дело. А скандал - это короткое замыкание в поле повышенного напряжения.

На следующий день работа продолжилась, Главные конструкторы сумели убедить (а может - уговорить?) Неделина снять его предложение вывозить ракеты на завод-изготовитель, а ограничиться тщательным контролем на полигоне готовности следующей ракеты. Несомненно, что Неделин, как настоящий патриот страны, стремился, как и Королёв, опередить американцев в запуске искусственного спутника Земли. И это, видимо, оказало решающее воздействие на его позицию. Во всяком случае, он вместе с В.М. Рябиковым 19 июля 1957 г. подписал докладную в ЦК КПСС о планировании следующего пуска ракеты Р-7 после принятия надлежащих мер на середину августа и о подготовке запуска ИСЗ после двух успешных пусков ракет Р-7.

Четвёртый пуск ракеты Р-7 состоялся 21 августа 1957 г., все системы ракеты отработали в "штатном" режиме, но головную часть в ожидаемом районе падения на Камчатке группа поиска не обнаружила. Это вызвало резкую отрицательную реакцию у Королёва. Его беспокоило не столько отсутствие фиксации дальности полёта и отклонение от точки прицеливания, сколько целостность имитатора головной части, прошедшего "термообработку" при движении в плотных слоях атмосферы. Не хотелось думать о худшем, но пока упавшие остатки головной части не найдены, можно было предполагать любое...

Головная часть ракеты Р-7 с ядерным зарядом разработки ВНИИЭФ

Отсутствие головной части в районе падения стало головной болью главного конструктора ракеты, а у Госкомиссии был праздник - впервые ракета без замечаний выполнила полётное задание и по визуальным наблюдениям головная часть достигла заданного района падения. Это стало знаковым событием в сфере военно-политических отношений с западными странами и в первую очередь с их военно-политическим лидером США. Такое событие нельзя было скрывать, держать в секрете, ведь оно коренным образом изменяло военное соотношение сил между СССР и США. США лишались своей географической недосягаемости, а их ядерная дубинка, которой они в течение последних 12 лет угрожали Советскому Союзу, превращалась в бумеранг.

О создании в СССР межконтинентальной баллистической ракеты было обнародовано в сообщении ТАСС 27 августа 1957 г. в газете "Правда". Об этом сообщении как об официально опубликованной дате создания МБР Р-7 упоминается в большинстве историко-мемуарной литературы, посвящённой истории отечественной ракетно-космической техники. И это действительно так, но такая упрощённая трактовка сообщения ТАСС существенно снижает его военно-политическую значимость. Это можно легко установить при прочтении самого сообщения ТАСС. В подтверждение ниже приводятся основные фрагменты этого сообщения.

СООБЩЕНИЕ ТАСС

"В соответствии с планом научно-исследовательских работ в Советском Союзе произведены успешные испытания межконтинентальной баллистической ракеты, а также взрывы ядерного и термоядерного оружия.

1

На днях осуществлён запуск сверхдальней, межконтинентальной, многоступенчатой баллистической ракеты.

Испытания ракеты прошли успешно, они полностью подтвердили правильность расчетов и выбранной конструкции. Полёт ракеты происходил на очень большой, ещё до сих пор не достигнутой высоте. Пройдя за короткое время огромное расстояние, ракета попала в заданный район.

Полученные результаты показывают, что имеется возможность пуска ракет в любой район земного шара. Решение проблемы создания межконтинентальных баллистических ракет позволит достигать удалённых районов, не прибегая к стратегической авиации, которая в настоящее время является уязвимой для современных средств противовоздушной обороны.[...]

2

В последние дни в Советском Союзе произведён ряд взрывов ядерного и термоядерного (водородного) оружия.[...] Испытания прошли успешно.

В связи с указанными выше испытаниями ТАСС уполномочен заявить:

[...] Советское правительство, неуклонно проводя политику мира, не раз выносило конкретные предложения о существенном сокращении вооружённых сил и вооружений. Однако со стороны западных держав до сих пор не сделано никаких реальных шагов в области разоружения.

[...] Столкнувшись с таким явно отрицательным отношением западных держав, и прежде всего США, к положительному решению вопроса о разоружении, Советское правительство вынуждено принимать все необходимые меры в целях обеспечения безопасности Советского государства".

Это сообщение предназначалось вниманию широких масс, как в нашей стране, так и для иностранных средств массовой информации. Однако какого-либо ажиотажа оно не вызвало, т.к. для многих читателей газет и слушателей радио в СССР значимость изложенных достижений оставалась за пределами понимания и их бытовых интересов. Но от этого сообщение ТАСС, а точнее, значимость сообщаемых событий, не потеряло своей международной ак-

Подготовка и успешный пуск Р-7 21 августа 1957 г.

туальности. Приведём оценку этих событий Н.С. Хрущёвым, изложенную им в книге "Воспоминания" (Москва, Вагриус, 1997 г.): *"Дальность полёта ракеты Королёва составляла примерно 7 тыс. км. Это нас устраивало, потому что значительная часть территории США накрывалась ею. Мы, конечно, не собирались, получив такую ракету, начать войну. Мы только хотели пригрозить своей ракетой в ответ, если США задумают напасть на нас. Они проводили тогда крайне агрессивную политику.[...]*

Теперь СССР стал способен перебросить через океан ядерную бомбу ракетой, в то время неуязвимой.[...] У правительства СССР запуск ракет Сергея Павловича Королёва вызвал вздох облегчения. Крепла уверенность, что ракеты - единственно верный путь к надёжной обороне СССР. Конечно, вместе с водородными бомбами, которые накапливались.[...] Создав ядерно-ракетное оружие, мы уравнялись в возможностях с США. Ещё не по количеству, но по одинаковым возможностям.[...] Но наилучшее решение дела - достичь договорённости между всеми странами о разоружении и всего достигать путём переговоров".

Воспоминания Хрущёва однозначно указывают на главный адрес сообщения ТАСС - военно-политическому руководству США. А вот оно какого-либо внимания не проявило, официальной реакции не последовало. Это можно было расценить как следствие глубокого шока, но подозревать в этом президента США, боевого генерала Д. Эйзенхауэра нет оснований. Значит - американская сторона не поверила в создание МБР, сочла сообщение ТАСС за политический блеф, мистификацию и "красную пропаганду". Для этого были основания, Н.С. Хрущёв во внешней политике иногда позволял себе некоторую информационную "свободу". Да и американская разведка, сосредоточив своё внимание на полигоне Капустин Яр, своевременно не отследила появление в СССР нового ракетного полигона на территории Казахстана.

Американские специалисты в области ракетной техники понимали, что МБР в СССР рано или поздно будет создана. Но когда это произойдёт? Какой массы боевой заряд будет способна доставить на территорию США такая ракета? И будет ли это термоядерный заряд? Каждый вопрос имеет самостоятельное значение, а удовлетворительный ответ должен быть совокупным.

США и СССР начали знакомство с первой в мире жидкостной ракетой дальнего действия А-4 одновременно, летом 1945 г. При этом американцы получили внушительный бонус - большинство инженерного состава КБ из Пенемюнде вместе с Вернером фон Брауном было интернировано в США, где приняли участие в создании ракетной промышленности. К моменту сообщения ТАСС от 27 августа 1957 г. в Редстоунском арсенале смешанной американо-немецкой командой под техническим руководством В. фон Брауна интенсивно велись работы по созданию ракетного вооружения. По заказу Управления баллистических ракет армии США завершалось создание ракет среднего радиуса действия "Редстоун" и "Юпитер", параллельно по заказу Отдела баллистических ракет ВВС США велась разработка ракеты того же класса "Тор". В 1955 г. начались работы по программе МБР "Атлас" и "Титан".

К ракетному вооружению, угрожающему СССР, следует добавить авиацию дальнего действия, расположенную на аэродромах американских баз на территории Европы, Малой Азии, Японии, Южной Кореи.

А как американцы оценивали ракетное вооружение СССР? Ракеты Р-1 и Р-2 имели больше учебное назначение, чем боевое вооружение. Ракета Р-5М с ядерной боеголовкой способна поражать цели на территории Европы и Малой Азии, о чём не раз упоминал в своих выступлениях Н.С. Хрущёв. Опыт работ под руководством В. фон Брауна в США показал, что создание ракеты среднего радиуса действия является пределом для модернизации базовой конструкции ракеты А-4, для создания МБР нужны другие конструкции, более прогрессивные технологии, новые материалы. А может ли всё это быть в СССР, всё ещё восстанавливающий народное хозяйство после разрушающих боёв на территории страны? Так что сообщение ТАСС больше похоже на политический блеф. К тому же "Советы" кроме информационного сообщения опять агитируют за всеобщее разоружение. Но обладающий ракетно-ядерным вооружением не может так выступать на международной арене, он должен умножать свой военный потенциал и претендовать на мировое лидерство. Так что сообщение ТАСС воспринималось с недоверием, во всяком случае, превалировало желание ему не доверять.

Прошло несколько дней, а американцы так и не отреагировали на сообщение ТАСС. Конечно, в СССР это было воспринято как неожиданное развитие событий, но это был политический аспект и имел отношение только к сфере деятельности дипломатов и политиков. Программа проведения лётных испытаний не зависела от международного восприятия её результатов и продолжалась. 7 сентября 1957 г. состоялся следующий пуск ракеты Р-7, который дал ответ, почему не было найдена головная часть предыдущей ракеты. Этот пуск практически явился повторением: ракета отработала без замечаний, полёт головной части был зафиксирован на высоте около 60 км, затем она начала гореть и распадаться на отдельные куски. Худшее для конструкторов ОКБ-1 подтвердилось - конструкция головной части требовала серьёзной доработки. В программе лётных испытаний Р-7 возникла пауза, которую использовали для запуска первого в мире искусственного спутника Земли (ИСЗ).

С причиной ускорения сроков запуска первого ИСЗ связано несколько версий. По одной из них спутник был запущен в октябре 1957 г. с целью доказать всему миру и в первую очередь американской "военщине", не отреагировавшей на сообщение ТАСС, что СССР действительно располагает ракетным оружием, способным нанести ядерный удар по территории США. Как в покере - объявил игровую комбинацию - вскрывай карты. Такую версию ускорения сроков запуска ИЗС с целью подтверждения наличия у СССР межконтинентальной ракеты изложил Б.В. Раушенбах в книге "Пристрастие" (Москва, "АГРАФ", 1997 г.): *"У американцев были базы в Европе для военно-воздушных сил. Они могли бомбить Москву обычными самолётами. А мы не могли ответить Америке никак... Единственная возможность ответить на удар по Москве - это ответный удар по Вашингтону и Нью-Йорку. И запуск первого спутника, который мы провели в спешном порядке, имел целью вовсе не изучение космоса. Главное было - показать американцам, что мы их можем накрыть. И они это поняли. Раз мы можем запускать спутники, значит, любой город Америки может быть, увы, поражён"...".* Но эта версия, несмотря на столь авторитетную поддержку, документально опровергается одним из пунктов докладной записки В.М. Рябикова и М.И. Неделина, направленной в ЦК КПСС 19 июля 1957 г., т.е. за месяц до опубликования сообщения ТАСС: *"Ракета для запуска простейшего искусственного спутника Земли также заканчивается изготовлением в ОКБ-1 в августе с.г. и запуск его может быть произведён после двух удовлетворительных пусков ракет Р-7".* Такое планирование запуска спутника и было реализовано: при пусках 21 августа и 7 сентября 1957 г. все системы ракет Р-7 работали в штатном режиме, претензии имелись только к конструкции головной части, которая сгорала и разрушалась при входе в плотные слои земной атмосферы. Устанавливаемый же на ракету вместо головной части космический аппарат, получивший наименование "искусственный спутник Земли", запускался в безвоздушное космическое пространство и мог там существовать до его естественного снижения в земную атмосферу. Таким образом, требование об обязательном проведении двух предварительных "удовлетворительных" пусков было соблюдено, ракета, оснащённая космическим аппаратом, была готова к пуску, требовалось лишь решение для его осуществления. Решение было принято, спутник был успешно запущен, но, учитывая экстравагантность этого события, история его создание будет изложена ниже.

Поскольку запуск первого ИСЗ неразрывно связан с созданием советской многоступенчатой ракеты, его запуск оказался косвенным подтверждением для мировой общественности наличия у СССР многоступенчатой ракеты и на этот раз вызвал реакцию у военно-политических кругов США.

Обстоятельная оценка исторической значимости создания МБР изложена в книге "Космонавтика СССР" (М. Машиностро-

Старт Р-7 с первым искусственным спутником Земли 4 октября 1957 г.

ние, 1986 г.): *"В Вашингтоне известие о запуске спутника произвело эффект разорвавшейся бомбы. Специалистов Пентагона, которые ратовали за политику "балансирования на грани войны", потрясло не научное значение полёта спутника, а ставший для всех очевидным факт создания в Советском Союзе многоступенчатой межконтинентальной ракеты, против которой была бессильна противовоздушная оборона. Некоторые руководящие деятели США заявили, что русские бросили вызов в области науки, промышленности и военной мощи..."*.

Приведём несколько примеров реакции на это событие видных представителей США. Авторитетный американский публицист и специалист в области военных проблем профессор Б. Броди так отреагировал на запуск в СССР ИСЗ: *"Советские спутники нанесли удар по самодовольству американцев, впервые показав, что русские способны опередить нас в технических достижениях большого военного значения"*.

Министр обороны США вынужден был констатировать, что запуск ИСЗ подтверждает наличие у СССР МБР, а это означает: отныне *"неограниченные цели и полная победа в войне более недостижимы"*.

Так эпохальное событие XX века - полёт в космическом пространстве рукотворного создания человеческого гения - у политиков превратилось лишь в доказательство факта появление нового вооружения. Но не эти политики определяли всемирно-историческую значимость запуска первого в мире искусственного спутника Земли. Об истории его создания будет изложено в последующей главе. Сейчас же продолжим историю создания ракет Р-7 и Р-7А.

Выявленная при четвёртой попытке проведения лётных испытаний неработоспособность головной части положило начало лётной отработке конструкции ракеты и комплектующих её систем. Одновременно, несмотря на повышенные требования технологического контроля к изготовлению матчасти, продолжалось выявление производственно-технологических дефектов, но их появление имеет случайный характер, мировой опыт показывает, что такие дефекты обнаруживаются и при многолетнем серийном производстве. Были выявлены и конструкторские ошибки, как в ракетных системах, так и в конструкции ракеты. Их оперативно устраняли, подтверждая эффективность нововведений стендовыми испытаниями. Поскольку конструкции ракеты Р-7 в боевом и космическом вариантах практически не имели существенных отличий, результаты пусков ракет по программе ЛКИ и пуски космических объектов объединялись в общую статистику, как положительную, так и отрицательную. По результатам этой статистики Госкомиссия в июле 1958 г. посчитала возможным завершить второй этап лётных испытаний МБР Р-7.

Программа третьего этапа предусматривала подтверждение правильности и достаточности принятых по результатам второго этапа ЛКИ конструкторских решений. Перед проведением третьего этапа в августе - ноябре 1958 г. было проведено несколько огневых испытаний блоков ракеты Р-7 на стендах в Загорске.

Третий этап проводился с 24 декабря 1958 г. по 27 ноября 1959 г. Испытано 16 ракет, незачётными признано 4 пуска. В этот же период времени, с сентября 1958 г. по ноябрь 1959 г., состоялось 7 запусков автоматических космических объектов, вошедших в статистику пусков ракеты Р-7.

По результатам комплекса работ по созданию межконтинентальной баллистической ракеты 20 января 1960 г. вышло правительственное Постановление о принятии ракеты Р-7 на вооружение.

Созданная в СССР МБР Р-7 сыграла своё военное, а ещё больше политическое значение. Однако у принятой на вооружение ракеты Р-7 имелся существенный недостаток - она имела максимальную расчетную дальность 8000 км, что не обеспечивало накрытие всей территории США. Для выполнения такой задачи требовалась дальность действия 12 000...13 000 км. А для этого необходимо было уменьшить суммарную массу оснащённой боезарядом и залитой топливом ракеты на 2...2,3 т.

К середине 1957 г. физикам-ядерщикам удалось снизить массу термоядерного заряда на 1,5 т при сохранении эффективной мощности его взрыва. Это обеспечивало увеличение дальности полёта ракеты примерно на 3500 км. Недостающую дальность для полёта на 12 000...13 000 км требовалось обеспечить разработчикам ракеты. Задача не простая, но когда очень нужно, решение чаще всего удаётся найти. Не будем перечислять внесённые изменения в конструкцию ракеты, главное, что после их внедрения расчётная дальность полёта составила почти 13 000 км. Но из соображения иметь " резерв Главного конструктора" Королёв заявил дальность в 12 000 км, что удовлетворило военного заказчика.

Итогом успешного проведения расчётно-конструкторских и экспериментальных работ по модернизации ракеты Р-7 и термоядерного заряда стал выпуск правительственного Постановления от 2 июля 1958 г. о разработке ракеты Р-7А. Прошедшая достаточно хорошую отработку базовая конструкция ракеты Р-7 и продуманные вносимые изменения позволили в короткие сроки провести наземные стендовые испытания систем ракеты Р-7А, и уже 14 марта 1959 г. вышло правительственное Постановление о проведении ЛКИ ракеты Р-7А.

Первые лётные испытания ракеты Р-7А, начавшиеся 24 декабря 1959 г., проводились по району падения головных частей на Камчатке. На полную дальность пуски проводились по заранее объявленному квадрату акватории в Тихом океане. Всего в декабре 1959 г. - январе 1960 г. было проведено 3 пуска, два из них успешные, один - второй - аварийный, ракета упала на 31 секунде полёта из-за нерасчётного режима работы одного из двигателей. Последующими ракетами Р-7А "обстреливали" Камчатку и 12 сентября 1960 г. ракета Р-7А (военный индекс 8К74) была принята на вооружение.

Так в течение одного 1960 года, в январе и сентябре, Вооружённые силы Советской Армии получили на вооружение межконтинентальные баллистические ракеты, оснащенные термоядерными боезарядами. Значимость этих событий трудно переоценить.

Это было не просто появление нового вооружения, оно, вслед за созданием атомной бомбы в 1945 г., оказало решающее воздействие на ход мировой истории. Вместе с ним родилась стратегия ядерного убеждения. Даже самая совершенная оборонительная доктрина не может быть сдерживающим фактором для потенциального агрессора. Уровень обороноспособности государства должен соответствовать предполагаемому уровню нападения. Сдерживать угрозу ядерного нападения можно лишь встречной угрозой адекватного ответного удара, нанесением невосполнимых потерь. Появление у СССР МБР Р-7А стало таким сдерживающим фактором.

Спустя несколько лет после появления последующего ряда ракетно-ядерного вооружения его значимость получила более ёмкую и доступную для всеобщего понимания формулировку: появление у СССР межконтинентальных баллистических ракет с термоядерными боезарядами означало, что третьей мировой войны с массовым применением ядерного оружия не будет. Так оружие нападения стало щитом.

(Продолжение следует.)

РАЗРАБОТКА МБР «МИНИТМЕН»

Первые испытания в США ракет "Атлас" и "Титан-1" с ЖРД внушали тревогу руководителям американской ракетной программы относительно возможностей завершения испытаний в ближайшее время, да и вызывали сомнения перспективы таких ракет. В этих условиях обратили внимание на твердое топливо. Еще в 1956 году некоторые промышленные фирмы США начали активные работы по созданию относительно больших твердотопливных двигателей. В связи с этим в научно-исследовательском отделе Управления ракет в Рэймо-Вулдриже была собрана группа специалистов, в обязанности которым вменялись сбор и анализ данных по ходу исследований в области двигателей на твердом топливе. В эту группу направили полковника Эдварда Холла, бывшего руководителя ракетной программы "Тор", снятого с должности по причине целого ряда неудач на испытаниях этой ракеты. Деятельный полковник, желая реабилитироваться, после глубокого изучения материалов подготовил проект новой ракетной системы, суливший заманчивые перспективы в случае реализации. Проект руководству понравился и оно запросило у руководства 150 млн долларов на его разработку. Предлагаемая ракетная система получила шифр WS-133A и название "Минитмен". Первоначально было выделение только 50 млн для финансирования первого этапа, предусматривавшего в основном теоретические исследования. В этом нет ничего удивительного. В то время в США среди военных руководителей высокого ранга и политиков было много сомневающихся относительно возможности быстрой реализации такого проекта, который больше базировался на оптимистических идеях, еще не проверенных на практике.

Получив отказ в полновесных ассигнованиях, Шривер развил бурную деятельность и в конце концов добился выделения в 1959 г. целых 184 млн долларов. Шривер не собирался рисковать с новой ракетой, как это было ранее, и сделал все, чтобы не повторить печального опыта. По его настоянию руководителем проекта "Минитмен" назначили полковника Отто Глазера, зарекомендовавшего себя к тому времени способным организатором, вхожим в научную среду и влиятельные круги военно-промышленного комплекса. Такой человек был очень необходим, так как одобрив создание новой ракетной системы, руководство Министерства обороны США поставило жесткие требования - выйти на летные испытания в конце 1960 года и обеспечить принятие на вооружение системы в 1963 году.

Работы развернулись широким фронтом. Уже в июле 1958 г. утвердили состав фирм-разработчиков, а в октябре фирма "Боинг" была назначена головной по сборке, монтажу и испытаниям. В апреле-мае следующего года были осуществлены первые натурные испытания ступеней ракеты. Чтобы ускорить их разработку, было принято решение привлечь несколько фирм: фирма "Тиокол кемикэл корпорейшн" разработала первую ступень, "Аэроджет дженерал корпорейшн" - вторую ступень, "Геркулес Паудер корпорейшн" - третью ступень. Все испытания ступеней прошли успешно.

В начале сентября этого же года сенат объявил программу создания ракетной системы "Минитмен" наивысшим национальным приоритетом, что повлекло дополнительное выделение на ее осуществление 899,7 млн долларов. Но несмотря на все меры, начать летные испытания в конце 1960 года не удалось. Первый испытательный пуск МБР "Минитмен-1А" состоялся 1 февраля 1961 года. И сразу удача. По этому поводу поднялась громкая шумиха. Газеты преподносили ракетную систему "Минитмен" как воплощение технического превосходства США. Утечка информации не была случайной. Ее использовали как средство устрашения Советского Союза, отношения с которым у Соединенных Штатов Америки резко обострились прежде всего, из-за Кубы.

Однако ещё до начала летных испытаний, стало ясно, что "Минитмен-1 А" не сможет летать на дальность свыше 9500 км. Испытания подтвердили это предположение. В октябре 1961 г. разработчики приступили к работам по усовершенствованию ракеты с целью повышения дальности полета и мощности головной части. Позже эта модификация получила обозначение "Минитмен-1В".

В начале 1963 года закончились испытания МБР "Минитмен-1В" и в конце этого года она стала поступать на вооружение. К июлю 1965 года создание группировки из 650 ракет этого типа закончилось. Испытания ракеты "Минитмен-1" проводились на Западном ракетном полигоне (авиабаза Ванденберг). Всего с учетом учебно-боевых пусков было запущено 54 ракеты обоих модификаций.

Корпус двигателя первой ступени изготавливался из специальной высокопрочной стали. На его внутреннюю поверхность наносилось покрытие, обеспечивавшее связь корпуса с топливным зарядом. Оно же служило теплозащитой и демпфером, компенсировавшим изменение объема топлива при колебаниях температуры заряда. Тяга на земле соствляла 76 тс. Время работы - 60 секунд. Топливо смесевое, состоящие из перхлората аммония, сополимера полибутадиена, акриловой кислоты, эпоксидной смолы и порошкообразного алюминия. Сопловой блок двигателя М-55 состоял из четырех сопел, каждое из которых отклонялось посредством гидропривода в одной плоскости. Такая схема позволяла реализовать управление полетом в трех плоскостях.

Двигатель второй ступени имел корпус из титанового сплава. Заряд смесевого топлива на основе полиуретана заливался в корпус. Четыре поворотных сопла обеспечивали управление полетом. РДТТ М-56 развивал тягу в вакууме 27 тс.

Двигатель третьей ступени тягой 18,7 тс имел корпус из стеклопластика. Продолжительность его работы составляла около 65 секунд. Заряд топлива по составу был схож с зарядом РДТТ второй ступени. Четыре поворотных сопла обеспечивали управление по все углам. Кроме того, в корпусе РДТТ этой ступени имелись четыре отверстия, прикрытые заглушками (сопла противотяги). Они открывались по команде системы управления, что позволяло варьировать дальность стрельбы

Инерциальная система управления, построенная на базе ЭВМ последовательного типа, обеспечивала управление полетом ракеты на активном участке траектории и точность стрельбы (КВО) 1,6 км. "Минитмен-1 А" несла моноблочную ядерную головную часть Мк5 мощностью 0,5 Мт, которая нацеливалась на заранее определенную цель. "Минитмен-1 В" оснащалась моноблочной ядерной ГЧ Мк11 мощностью 1 Мт. Перед стартом она могла быть нацелена на один из двух возможных объектов поражения. Ракеты хранились в шахтных пусковых установках и могли быть запущены через минуту после поступления команды.

Наличие на вооружении такой ракетной системы значительно повышало потенциал ядерных сил США, а также создавало условия для нанесения внезапного ядерного удара, что вызвало большую озабоченность у советского руководства.

Н.А. Пилюгин и С.П. Королёв

УДК 629.423.32

УЧАСТИЕ ПРОФСОЮЗНЫХ ОРГАНИЗАЦИЙ В ЗАЩИТЕ ТРУДОВЫХ ПРАВ И ЗАКОННЫХ ИНТЕРЕСОВ РАБОТНИКОВ В ЗЕРКАЛЕ СОЦИОЛОГИИ

ФГБОУ ВО "МПГУ":
Сергей Юрьевич Иванов, доцент
Дарья Вячеславовна Иванова, доцент

ОУП ВО "АТиСО":
Андрей Сергеевич Иванов, главный специалист

В статье рассматриваются вопросы защиты трудовых прав и законных интересов работников в условиях финансово-экономического кризиса. В основу статьи положены результаты проведенного под руководством и при непосредственном участии авторов межрегионального социологического исследования, посвященного анализу коллективного договора в системе регулирования социально-трудовых отношений. Особое значение придается механизмам реализации переговорного процесса и повышения роли профсоюзов как института гражданского общества; даются практические рекомендации по совершенствованию профсоюзной работы.

The article considers the questions of protection of labor rights and legitimate interests of workers in the financial and economic crisis. The article is based on the results of the conducted under the guidance and direct participation of the authors of inter-regional sociological research devoted to the analysis of the collective agreement in the system of regulation of social-labor relations. Special importance is given to the implementation mechanisms of the negotiation process and enhancing the role of trade unions as Institute of a civil society, practical recommendations to improve trade Union work.

Ключевые слова: ***профсоюз, переговоры, социальное партнерство, рынок труда, социальная защита, социально-трудовые отношения, коллективный договор, социально-трудовая сфера.***

Keywords: ***trade Union, bargaining, social partnership, labour market, social protection, labour relations, collective agreement, social insurance.***

Мировой финансово-экономический кризис обострил многие проблемы в различных сферах российской экономики, в том числе и в социально-трудовой сфере. Пытаясь сохранить уровень доходов предприятия (организации) работодатели стремятся сэкономить на издержках, т.е. на оплате труда, при этом увеличивают интенсивность труда, урезают социальные выплаты работникам. Более того, нестабильная экономическая конъюнктура заставляет многие компании отказываться от индексации оплаты труда, сокращать численность работающих, снижать расходы на обеспечение безопасных условий труда.

В этой связи особый интерес представляет анализ участие российских профсоюзов в защите трудовых прав и законных интересов работников. Среди основных показателей такого участия - способность профсоюзов как института гражданского общества оказывать помощь работникам в решении вопросов социально-трудовой сферы. Частота обращения работников в первичную профсоюзную организацию - важный показатель работы профсоюзов, их востребованности, наконец, уровня доверия им со стороны работников.

Памятник профсоюзному лидеру Джимми Ларкину в Дублине

Интерес представляют результаты проведенного Центром социологических исследований ИПД "АТиСО" (2015-2016 гг.) межрегионального исследования "Коллективный договор в системе регулирования социально-трудовых отношений". Исследование охватывало 65 субъектов РФ, 2061 городов и населенных пунктов всех восьми федеральных округов Российской Федерации. Объем выборки составил 3150 респондентов. В качестве респондентов в опросе участвовали работники, состоящие и не состоящие в профсоюзе (руководители различных уровней, специалисты, ИТР, а также рабочие различного уровня квалификации), профсоюзные лидеры и профсоюзные работники.

В ходе исследования было выявлено, что целый ряд вопросов социально-трудовой сферы работники все же решают самостоятельно, а в некоторых случаях непосредственно обращаются в профсоюзные организации. Взаимодействие работников с профсоюзной организацией может складываться по самым различным направлениям, значимость которых для работников может варьироваться в достаточно широких пределах.

Данные межрегионального исследования показывают, что приблизительно каждый второй работник, так или иначе, сталкивался с нарушением своих трудовых прав и законных интересов. При этом лишь некоторые из работников не надеются на свои силы и обращаются в профсоюз (табл. 1). Заметим, что частота этих обращений за более длительный период мониторинговых исследований варьируется.

Из представленных данных мы видим, что больше половины респондентов за последний год не обращались к профсоюзной организации по вопросам защиты своих трудовых прав (64,2 %). Лишь каждый третий респондент (35,2 %) заявил о том, что он обращался за последний год в профсоюзную организацию по вопросам защиты своих трудовых прав и законных интересов.

В целом же по выборке можно также зафиксировать, что уровень готовности работников к обращению в профсоюз все же умеренный. Значимая доля работников рассматривает профсоюз как организацию, способствующую разрешению конфликтных ситуаций.

Во многом складывающаяся ситуация обусловливается тем,

Таблица 1

Обращение работников за последний год в профсоюзные организации по вопросам защиты своих трудовых прав, %

Оценочные позиции	Социальный статус					Всего
	Рабочий	Служащий	ИТР	Руководитель организации, подразделения	Учащийся, студент	
1. Да	43,7	36,4	33,8	37,4	29,3	35,2
2. Нет	54,8	63,4	65,6	62,6	73,2	64,2
3. Не помню	1,4	0,2	0,6	-	-	0,6

как профсоюзный актив реагирует на проблемы работников. Нельзя исключать того факта, что многие профсоюзные организации достаточно эффективно решают задачи по защите трудовых прав и законных интересов работников. Однако имеется известная доля профсоюзных организаций, которые все же самоустраняются от взаимодействия с представителями трудового коллектива.

Стоит отметить, что для многочисленных социально-профессиональных и социально-демографических групп работников потребность в помощи со стороны профсоюзной организации разная, так же как и мотивировка обращения.

Распределение ответов респондентов в зависимости от социального статуса показывает, что чаще всего о возникающих нарушениях в социально-трудовой сфере, по которым приходится обращаться в профсоюз, заявляют рабочие, специалисты и руководители среднего уровня управления (табл. 1). И все же в данном контексте доминирующие позиции занимают рабочие (43,7 %).

Напротив, представители молодежи (учащиеся и студенты) чаще указывали на то, что они не обращались за помощью к профсоюзной организации (73,2 %). В определенной степени данную позицию можно объяснить низкой степенью их информированности о деятельности профсоюзной организации, а также отсутствием убежденности, что вопрос будет рассмотрен профсоюзным комитетом.

Интенсивность обращений по целевым группам зависит как от объективных, так и от субъективных обстоятельств. Не последнюю роль играет социальный климат в рабочих группах, наконец, позиция, которую занимает администрация предприятий по отношению к членам профсоюза, хотя бы по тому, что члены профсоюза могут реагировать живо на отношение к их проблемам, либо проявлять равнодушие, либо вовсе быть в оппозиции.

От прямых вопросов "частоты обращения" в профсоюз теперь перейдем к оценке качества взаимодействия работников с профсоюзом, его позиционирования. Существует множество критериев оценки такого взаимодействия (надежность, разнообразие решаемых проблем, оперативность, удобство и т.д.).

Очевидно и то, что степень удовлетворенности профсоюзной работой зависит от того, насколько полно профсоюзные лидеры и актив реагируют на социальные проблемы коллектива, а также реализуются ли потребности конкретного работника. Результаты опроса также подтверждают, что при внимательном отношении к проблемам, с которыми обращается человек труда, увеличивается уровень лояльности работников по отношению к профкому. Следовательно, увеличивается доля тех, кто чувствует поддержку профсоюза.

В целом же, согласно данным нашего исследования, количество постоянных "необращенцев" из числа работников за более длительный период исследований (5 лет) фиксируется на относительно стабильном уровне. Во многом такая ситуация является следствием укоренившегося личностного стереотипа "спасения утопающих дело рук самих утопающих".

По каким же наиболее значимым вопросам работники предпочитают обращаться в профсоюз и что они ожидают от него получить? Распределение ответов представлено в табл. 2.

Как выясняется, в массовом сознании еще стойко сохраняется традиционное представление о "патерналистской" роли профсоюзов. У опрошенных отчетливо прослеживается доминанта на материальные ценности, связанные с получением определенных благ и преимуществ от профсоюзного членства.

Памятник первому инженеру в Харькове

Исходя из результатов опроса, примерно каждый третий респондент обращался в профсоюзный комитет по вопросам получения материальной помощи (1 место - 33,3 %). Далее по степени упоминания респонденты выделяли вопросы оплаты труда (15,1 % - 2 место) и социальной защиты (14,1 % - 3 место). Меньше всего обращались в профком по вопросам молодежной политики, получения нормативно-правовой помощи и др. Вполне правомерно, что вероятность решения указанных вопросов зависит от конкретной целевой группы и непосредственным образом влияет на степень удовлетворенности работой профсоюзного комитета.

Распределение ответов в зависимости от социально-демографических характеристик имеет также определенную специфику. Чаще, чем в целом по выборке, по вопросам материальной помощи обращались респонденты средней возрастной группы от 40 до 60 лет. Наиболее часто, чем другие социальные группы, по вопросам социальной защиты обращались в профсоюз лица старшей возрастной группы - от 60 лет и старше, а также студенты и учащиеся. Респонденты младшей возрастной группы 18-23 года чаще указывают на то, что обращаются в профсоюз по другим вопросам. Примечательно, что с увеличением возраста растет доля тех, кто чаще всего обращает внимание на мероприятия по охране труда.

Молодежь, как можно заметить, в большей степени, чем другие группы, актуализировала свою потребность в социальной и материальной поддержке. Рабочие наиболее часто связывают обращение в профсоюз с получением материальной помощи. В условиях нестабильной ситуации, задержки выплаты заработной платы наиболее остро вопросы справедливой оплаты труда поднимаются представителями разнополярных групп - рабочими и руководителями. Меньшую активность здесь проявляют ИТР. И, тем не менее, для многих профсоюзных организаций вопросы по определению фиксированной доли оплаты труда в ВДС (валовой добавленной стоимости) являются приоритетными. Проблема здесь намного шире и видится в профсоюзной солидарности и включенности трудового коллектива в решение проблем социально-трудовой сферы.

В целом же подтверждается тенденция, что в современных условиях для профсоюзов по-прежнему актуализируется потребность в дальнейшем развитии коллективно договорной кампании

Таблица 2

Вопросы социально-трудовой сферы, по которым работникам пришлось обращаться в профсоюзный комитет, %

Оценочные позиции	Возраст, лет						Социальный статус						Всего
	18-23	24-30	31-39	40-50	51-60	Старше 60	Рабочий	Служащий	ИТР	Руководитель организации, подразделения	Учащийся, студент	Другое	
1. Оплата труда	**4,8**	8,4	14,4	17,1	**18,1**	17,5	17,1	15,2	12,9	**17,4**	14,3	12,5	15,1
2. Материальная помощь	**23,8**	32,4	32,2	35,5	33,9	31,4	38,7	32,8	34,9	26,2	14,3	37,5	33,3
3. Охрана труда	2,4	5,7	8,8	11,6	14,5	**14,7**	9,8	11,0	10,5	15,2	-	12,5	11,3
4. Социальная защита	9,5	7,5	15,8	15,3	14,5	**17,0**	15,3	13,8	13,7	16,0	**28,6**	18,8	14,1
5. Другое	4,8	0,5	0,5	0,8	0,4	0,5	0,4	1,0	0,7	0,2	-	-	1,3
6. Не обращался	54,7	45,4	28,4	19,6	18,6	18,9	18,7	26,2	27,2	24,9	42,9	18,8	24,9

по наиболее проблемным вопросам в сфере роста заработной платы в соответствии с ростом потребительских цен, ее сбалансированной дифференциации по профессиональным группам работников. В то же время на предприятиях, где отсутствуют сильные профсоюзы, фиксируется существенное наступление работодателей на трудовые права и законные интересы работников, свертывание переговорного процесса.

Характерной чертой современного рынка труда является нарастающий дефицит высококвалифицированных специалистов при сохраняющемся избытке рабочей силы. В то же время "цена безработицы" определяется не только объемами компенсационных выплат, но и издержками работодателей на переподготовку рабочей силы, финансированием региональных программ занятости, наличием вакантных рабочих мест. К сожалению, социальные инвестиции бизнеса в развитие персонала носят сегодня усеченный характер.

Очевидно, что работодатель прибегает к тактике жесткого планирования и расширению круга обязанностей действующих работников при тотальной оптимизации расходов на персонал [1].

В этой связи возрастает роль механизмов социального партнерства. Реализация положений соглашений и коллективных договоров и включение работодателями повышенных обязательств способствуют повышению уровня жизни работников, решению задач в области социального развития, уменьшает уровень социальной напряженности, обеспечивает формирование благоприятной социальной инфраструктуры, создает необходимые условия для совершенствования социально-трудовых отношений.

Наряду с вышеизложенным проследим то, как работники оценивают реализацию и значимость отдельных положений коллективного договора. Распределение ответов представлено в табл. 3.

В топ-3 чаще всего реализуемых основных положений коллективного договора входят:

- рабочее время и время отдыха (1 место);
- условия и охрана труда работников (2);
- контроль за выполнением коллективного договора (3).

Напротив, аутсайдерами по степени реализации (антирейтинг) выступают следующие положения:

- частичная или полная оплата питания работников (17);
- участие работников в управлении производством (16);
- механизм регулирования оплаты труда с учетом роста цен (15).

В антирейтинге отдельно выделим ряд факторов, которые обусловливаются сильной зависимостью коллективного договора от финансового благополучия компаний. Более того, работники обеспокоены низкой степенью реализуемости положений по расходам организации на социальную защиту, в том числе обязательные отчисления и выплаты по статьям, связанным с оздоровлением и отдыхом работников и членов их семей (11 место), переобучением (13), а также иными дополнительными льготами и гарантиями (12).

Очевидно, что низкий уровень прожиточного минимума (ПМ) является одним из факторов, который оказывает сдерживающее влияние не только на общий уровень оплаты труда, но и на размеры выплачиваемых социальных трансфертов. Дополнительные затраты организаций в пользу работников остаются крайне низкими. Согласно данным статистики за 2016 г., доля оплаты труда в валовой добавленной стоимости (ВДС) предприятий составляет всего лишь 46,8 %, тогда как в ряде развитых стран 51...52 %.

В этой связи справедливым требованием профсоюзов на переговорах является требование о повышении гарантированной доли оплаты труда в ВДС с учетом справедливого распределения доходов.

Особо следует выделить, что, несмотря на гарантированные в ТК РФ формы производственной демократии, вопрос об участии работников в управлении предприятием все еще остается открытым. Навязываемая сегодня бизнесом идеология "индустриальной демократии" теряет свою привлекательность. Обнищание населения не единственный порок либеральной модели организации труда.

Эффективность реализации принятых в коллективных договорах и соглашениях обязательств по соблюдению принципов достойного труда обеспечивается не только "доброй волей" работодателя, но и действенными формами профсоюзного контроля и социальной сплоченности.

В условиях финансово-экономической нестабильности перед профсоюзной стороной стоят также задачи по разработке мер, способствующих созданию новых и сохранению действующих рабочих мест, особенно в территориях с напряженной ситуацией на рынке труда, межтерриториальному взаимодействию по вопро-

Таблица 3

Оценка реализации отдельных положений коллективного договора в целом по РФ, баллы

Положения / Степень реализации	Степень реализации положений коллективного договора*	Степень значимости положения*	Рейтинг
1. Рабочее время и время отдыха	4,24	4,53	1
2. Условия и охрана труда работников	4,12	4,62	2
3. Контроль за выполнением коллективного договора	4,14	4,52	3
4. Выплата пособий, компенсаций	4,07	4,55	4
5. Гарантии деятельности профсоюза в организации	4,14	4,47	5
6. Формы, системы и размер оплаты труда	3,88	4,63	6
7. Нормирование труда	3,95	4,47	7
8. Культурно-массовая и спортивно-оздоровительная работа	4,09	4,25	8
9. Гарантии и льготы работникам, совмещающим работу с обучением	4,17	4,16	9
10. Экологическая безопасность и охрана здоровья работников на производстве	3,95	4,39	10
11. Оздоровление и отдых работников и членов их семей	3,77	4,37	11
12. Дополнительные льготы и гарантии работникам	3,71	4,36	12
13. Занятость, переобучение, условия высвобождения работников	3,75	4,16	13
14. Работа с молодежью	3,73	4,02	14
15. Механизм регулирования оплаты труда с учетом роста цен	2,96	4,34	15
16. Участие работников в управлении производством	3,19	3,82	16
17. Частичная или полная оплата питания работников	2,79	3,57	17

** Используется пятибалльная шкала, где 1 - минимальный балл, 5 -максимальный балл.*
Рейтинг рассчитывается на основе учета степени реализации и степени значимости отдельных положений коллективного договора

сам подготовки мобильных кадров для отраслей экономики, недопущению превышения номинального уровня общей безработицы в регионах. Особый вопрос связан с инициированием программ получения непрерывного образования, с учетом быстро изменяющихся потребностей рынка труда, возрождением института наставничества для профессиональной подготовки молодежи [2].

Потребности общества состоят в формировании профсоюзными организациями единой консолидированной позиции в отстаивании трудовых прав и законных интересов работников, реализации согласованных действий по социальной защите человека труда

Интересно отметить, что участники опроса по-разному оценивают помощь, которую оказывают профсоюзные организации, представляющие какой-либо конкретный уровень профсоюзной структуры. В определенной степени данное утверждение подтверждается результатами опроса (табл. 4).

Наибольшее количество позитивных оценок набирает первичная профсоюзная организация (баланс оценок 69,4 %).

Распределение показывает, что с повышением оцениваемого уровня профсоюзной структуры уменьшается число тех, кто может оценить оказываемую профсоюзной организацией помощь. В таблице также зафиксировано, что для наемных работников приоритет отводится локальному уровню - первичной профсоюзной организации. Очевидно, что оценка помощи оргструктур профсоюзов в рамках системы социально-трудовых отношений возрастает при включении в заключаемые соглашения дополнительных обязательств и распространении их влияния на как можно большее количество организаций.

В целом же участники опроса удовлетворены помощью со стороны профсоюзных оргструктур. Так, чаще всего на "отлично" респонденты оценивали помощь, которую оказывала первичная профсоюзная организация (64,1 %), несколько меньше оценивается ими помощь, оказываемая со стороны территориальных и региональных организаций профсоюза (56,1 %).

Средняя оценка по пятибалльной шкале помощи, которую оказала первичная профсоюзная организация - 4,5 балла; территориальная/региональная организация - 4,4 балла. Несколько ниже оценивается помощь общероссийского профсоюза - 3,6 балла.

В то же время настораживает высокая доля членов профсоюза, которые затруднились с оценкой. Так, приблизительно каждый второй респондент затруднился оценить помощь, которую оказал общероссийский профсоюз (51,5 %). Схожая ситуация фиксируется в отношении республиканского, областного, краевого объединения профсоюзов (44,7 %). Несомненно, многие трудности профсоюзных организаций связаны с тем, что в ряде случаев размывается институт социального доверия и социальной сплоченности, упускаются вопросы информирования работников о деятельности организационных структур профсоюзов.

Таким образом, вполне очевидно, что сегодня фиксируется определенное неравенство структурных отношений между профсоюзными организациями различного уровня [3]. В решении нуждается проблема оптимизации межорганизационного взаимодействия в фокусе предоставления помощи работникам, как на федеральном, так и региональном, и территориальном уровнях. Во многом это обусловлено отсутствием у ряда профсоюзных оргструктур спланированной коммуникационной политики, которая могла бы охватить как можно больший численный состав работников. Очевидно, что коммуникации первичной профсоюзной организации не должны ограничиваться взаимодействием только с обкомом профсоюза. В свете сказанного, особое внимание следует уделить структурному взаимодействию в системе "общероссийских профсоюз - первичная организация - член профсоюза".

Литература

1. Рынок труда России -http://hrdocs.ru/novosti/ryinok-truda-itogi-2015/
2. Буданова М.А. Конкурентоспособность образования и востребованность выпускников вузов на рынке труда // Управление мегаполисом - 2015. - № 6 (48). - С. 7-14.
3. Богачева И.Ю. Территориальные организации профсоюзов: состояние, проблемы организационного укрепления (информационно-аналитический материал).- М.: ИИЦ "АТиСО", 2016.

Связь с автором: enwalker@bk.ru

Таблица 4

Оценка помощи, которую оказала профсоюзная организация							
Оценочные позиции	Всего, баллы*						Средняя оценка
	0	1	2	3	4	5	
1. Первичная профсоюзная организация	2,9	1,8	2,1	6,2	22,9	64,1	4,5
2. Территориальная / региональная организация профсоюза	16,8	3,4	2,5	4,0	17,2	56,1	4,4
3. Республиканское, областное, краевое объединение профсоюзов	44,7	6,3	5,0	3,8	9,1	31,1	4,0
4. Общероссийский профсоюз	51,5	8,3	3,8	5,3	11,3	19,9	3,6

** Используется пятибалльная шкала, где 1 - минимальный балл, 5 - максимальный балл; "0" - затрудняюсь ответить*

МОНЕТЫ СТРАН МИРА ПОСВЯЩЁННЫЕ ГОДУ КРАСНОГО ПЕТУХА

Андрей Викторович Барановский

Многие страны мира чеканят монеты к каждому году, отмечаемому по Восточному (китайскому) лунному календарю. Этот календарь состоит из 12-ти циклов и каждому году присваивается имя животного или "знак": Крыса, Бык, Тигр, Кролик, Дракон, Змея, Лошадь, Овца, Обезьяна, Петух, Собака и Свинья.

Наступивший 2017 год - год Петуха (Огненного Петуха). Он наступил 28 января и китайскими иероглифами изображается как 酉. По восточным верованиям петух наделяется в первую очередь такими качествами как трудолюбие, настойчивость, честность и верность.

Китайский монетовидный жетон к году Петуха

Начнем обзор монет и жетонов, отчеканенных в честь года Петуха с Китая, где выпущен как раз монетовидный жетон из серебра. Монеты же нестандартной веерообразной форы была отчеканены в КНР в 2005 г., когда тоже отмечался год этой птицы.

Китай 10 юаней

В России год Красного петуха был отмечен набором из 12-ти многоцветных , так называемых подарочных монет номиналом по 1 рублю. Такие монеты не имеют хождения в денежном обороте. Также для подарков был отчеканен рубль "На удачу". А Санкт-петербургский монетный двор отчеканил латунный жетон "2017 - Год петуха".

Россия. Набор из 9 "подарочных рублей" к году петуха

Санкт-Петербуржский жетон к 2017- "году Петуха"

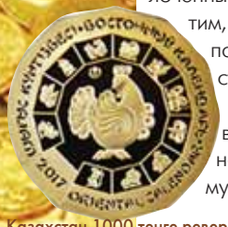
Рубль 2017 г "На удачу"

Несколько стран СНГ выпустили "полноценные" памятные монеты с петухом.

Приднестровский рубль "С петухом"

Для Приднестровья - это один рубль из медно-никелевого сплава. Реверс украинских серебряных 5 гривен оформлен в лубочном стиле. На нем изображен петух в обрамлении растительного орнамента, над композицией размещены фигурки 12 символов восточного календаря. На реверсе белоруской серебряной монеты номиналом 10 рублей мы видим заводного петуха в окружении звезд и указанный выше позолоченный китайский иероглиф. Заметим, что этот иероглиф присутствует почти на всех памятных монетах стран мира года Петуха.

Белоруссия 10 рублей 2017



Казахстан 1000 тенге реверс

Казахстан в серии монет "Восточный календарь" выпустил памятные золотую и серебряную монеты номиналом 1000 и 500 тенге. Обе монеты имеют форму двенадцатигранника, что олицетворяет отношение их к серии китайского календаря. Изображения лицевых и оборотных сторон монет идентичное. На лицевой стороне (аверсе) монет в центральной части изображены мифологические символы созвездий звездной карты небосвода.

На оборотной стороне (реверсе) в центральной части запечатлен петух и по канту расположены остальные одиннадцать символов восточного календаря.

Из европейских стран Франция, Англия и Македония отчеканили памятные монеты. Для Франции - это серебряные 10 евро, на аверсе которых изображен портрет Жана де Лафонтен и 12 символов лунного календаря. Портрет Лафонтена на монете помещен не случайно - он написал басню "Петух и лиса". В отличие от крыловской лисы, съевшей сыр вороны, лафонтеновский петух смог обхитрить её и басня заканчивается так:

Франция 10 евро с петухом и Лафонтеном

Так, в хитрости своей дав маху,
Во весь опор Лиса пустилась в путь.
Петух же про себя ее смеялся страху:
Обманщика вдвойне приятно обмануть.

Золотая весом один фунт (31,1 г чистого золота) и серебряная номиналом в два фунта Великобритании и серебряная номиналом оформлены весьма скромно - на реверсе без всяких изысков изображен кукарекающий петух

Серебряная монета Великобритании в 2 фунта и золотая в 1 фунт

Македонские 100 динар - это уже целая цветная картина - петух везет в коляске ангела.

Македония, 100 динар

Из азиатских стран две монеты с одинаковым рисунком - золотую номиналом в 1000 тугриков и серебряную в 500 тугриков вы-

Монголия 500 и 1000 тугриков

пустила Монголия. Серебряная монета Лаоса в 2000 кип имеет на реверсе кольцеобразную вставку из полудрагоценного камня жадеита. В центре монеты - рельефное изображение петуха, покрытое 24-каратным золотом. На вставке из жадеита разместилась покрытая золотом надпись "Год Петуха" на английском языке и пожелания удачи - на китайском.

Лаос 2000 кип с нефритом

В Америке год Красного петуха отметила Канада, отчеканив монету в 15 серебряных долларов в форме многолепесткового цветка.

Канада. Монета к году петуха

В Африке две страны выпустили прямоугольные монеты с красочным покрытием. Это серебряные 500 танзанийских шиллингов с изображением петуха, сидящего на крыше дома. Его "портрет" составлен из массы призм. На конголезских серебряных 1000 франках петух везёт подарки детям на тележке в виде круглого подарочного футляра.

Танзания. "Призматический" петух на 500 шилингах

Конго 1000франков и петушок с подарками

Но больше всего памятных монет на рассматриваемую тему выпущено в Австралии и островных государствах Тихого океана. Все они в основном отчеканены в Австралии.

Австралийская золотая монета имеет вес в четверть унции и номинал в 25 австралийских долларов, серебряная - одну унцию и номинал в один доллар. Есть ещё монеты номиналом 50 центов. На реверсе их различные изображения , в том числе всё семейство - петух, курица и цыплята.

Австралия, 50 центов

Австралия - 1 доллар серебром

Австралия, набор из 4 монет к году Петуха

От имени островов Кука выпустили золотую монету весом в 5 унций и номиналом 200 долларов и серебряную в 25 долларов со вставками из натурального розового перламутра. Тираж золотой монеты - всего 25 экземпляров.

Монета островов Кука с перламутром

Фиджи в центр серебряной с позолотой монеты номиналом 10 долларов поместили жемчужину - тонкий намек на басню Лафонтена "Петух и жемчужное зерно" (вряд ли на этих островах знакомы с одноименной басней Крылова). Сама монета выпущена тиражом 8 888 экземпляров - число "8" является "счастливым" числом в китайской культуре.

Монета Фиджи с жемчужиной

Серебряная монета Тувалу имеет очень маленький номинал - всего 25 центов и на ней изображен .... танцующий цыпленок.

Тувалу 25 центов

На серебряной монеты острова Ниуэ без номинала, но с указанием веса в одну унцию, петух сидит на заборе.

Ниуэ. Монеты с петухом на заборе

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, 1-6 - 2015, 1-6 - 2016)

В ходе Второй Мировой войны в США и Великобритании не было создано выдающихся танковых образцов. США перед войной вообще недооценивали роль танков и не имели их серийного производства. В то же время необходимо отметить и ряд новых технических решений, реализованных в образцах этих стран: электрогидравлическая система наведения; установка стабилизатора пушки в вертикальной плоскости, что позволило вести огонь с ходу (на образцах M4A4); "мокрая укладка" боеприпасов, что уменьшило вероятность взрыва при боевых повреждениях (на образцах США); планетарная коробка передач с фрикционными элементами, работающими в масле; "многорадиусный" механизм поворота; подкалиберный снаряд с отделяющимся поддоном (для 57-мм пушки), позволивший существенно увеличить бронепробиваемосгь (на образцах Великобритании). Именно такой подкалиберный снаряд стал в послевоенные годы основным боеприпасом для поражения бронированных целей. В годы войны во всех армиях, да и в британской (до конца 1944 г.) использовался подкалиберный снаряд "катушечной" формы, быстро терявший скорость полета с расстоянием.

Интересно рассмотреть развитие в годы войны английских и американских танков и других машин, созданных на их базе, с точки зрения их поставок в СССР по ленд-лизу.

Направляемые в СССР танки Mk.II "Матильда II" и Mk.III "Валентайн III" в соответствии с британской концепцией относились к классу пехотных и поэтому были тихоходны, но зато хорошо бронированы.

Пехотный танк "Матильда II" англичане приняли на вооружение накануне Второй Мировой войны. Эта 27- тонная машина была защищена 78-мм броней, которую не пробивала ни одна немецкая танковая или противотанковая пушка (кроме 88-мм зенитки).

Из 2987 выпущенных "Матильд" в СССР прибыла треть (916 машин). Первые английские танки караваном PQ-1 были доставлены в Архангельск 11 октября 1941 г. В боях хорошо себя зарекомендовала мощная броня, силовая установка и трансмиссия. Английская 2-фунтовая пушка (в нашей литературе обычно упоминается как 40-мм, хотя английский калибр в 2 фунта соответствует 42 мм) по бронепробиваемости почти не уступала нашей 45-мм пушке и на начальном этапе войны пробивала броню всех немецких танков. Однако ходовая часть танка доставляла массу проблем из-за не соответствия конструкции условиям эксплуатации - бездорожью и низким температурам. В поле она выходила из строя, а весной и осенью грязь, попав в пространство между фальшбортом и корпусом, ночью замерзала и намертво прихватывала гусеницы. К недостаткам советские (как и английские) танкисты относили низкую скорость "Матильды", но это обвинение было несправедливым - танк изначально конструировался как пехотный для сопровождения атакующих. А вот когда "Матильду" использовали без пехоты, то потери были высокими.

Mk.III "Валентайн" был разработан фирмой "Виккерс" в 1938 г. Как и "Матильда", он относился к пехотным танкам, однако по массе (16 тонн) скорее являлся лёгким. Правда, при этом толщина брони "Валентайна" составляла 60...65 мм, а вооружение (в зависимости от модификации) состояло из 40-мм, 57-мм или 75-мм пушки. На "Валентайне I" использовали карбюраторный двигатель АБС в 135 л.с, замененный на последующих модификациях дизелями AEC и GMC мощностью 131, 138 и 165 л.с. Максимальная скорость танка составляла 34 км/ч.

Пехотный танк "Матильда II"

Первые ТТТ к более крупному, чем Матильда I пехотному танку, были сформулированы в сентябре 1936 года. Новый пехотный танк должен был иметь значительно большие габариты, большую массу, управляться экипажем из трех человек. Вооружение танка состояло из спаренных пушки и пулемета, установленных в башне. Из-за отсутствия подходящего двигателя конструкторы предполагали установку немецкого авиационного дизеля Junkers «Jumto» 205, выпускавшегося в Англии по лицензии. Окончательно было решено установить на танк два 6-цилиндровых дизеля AEC A183/184 мощностью 87 л.с. каждый. При этом максимальная скорость танка должна была быть в пределах16...24 км/ч при массе танка 14 тонн.

Но в ходе создания танка проект неоднократно корректировался, а при серийном выпуске - модернизировался.

В новом танке бронеплиты толщиной 78, 72 и 47 мм соединялись непосредственно друг с другом сваркой, а на первых серийных машинах - клепкой. Литые части имели везде одинаковую толщину даже там, где этого не требовалась. Всё это привело к увеличению массы танка до 26 тонн.

На танк устанавливалась пушка 2 pdr. OQF калибра 40 мм (длина ствола 52 калибра) и пулемет Vickers.303 калибра 7,69 мм.

Боекомплект пушки 67-92 снарядов.

Испытания прототипа начались в апреле 1938 г. Пробный пробег протяжённостью 1000 миль прошел успешно и уже в июне фирма Vulcan Foundry получила заказ на выпуск 140 пехотных танков «Матильда».

Первая модификация танка заключалась в замене пулемета Vickers.303 калибра 7.69 мм более совершенным пулеметом 7,92 мм Besa. В следующей модификации был заменён двигатель: вместо дизелей AEC установили шестицилиндровые дизели Leyland мощностью по 95 л.с.

Затем наступил черёд замены пушки на гаубицу OQF Mk I либо Mk 1A калибра 76,2 мм (3 дюйма). Сначала гаубица предназначалась для стрельбы дымовыми снарядами, а впоследствии и осколочными.

Дорабатывалась и конструкция, например, усиливалась моторама, изменялось расположение трубопроводов, увеличивалась вместимость топливных баков.

Вес и габариты танка «Матильда» не позволяли перевооружить его более крупнокалиберным орудием. Башня больших размеров требовала погон большего размера, а это требовало увеличить ширину корпуса танка.

Два топливных бака общей емкостью 225 л обеспечивали танку запас хода по шоссе 257 км. При этом двигатели суммарной мощности 190 л.с. разгоняли 26-тонный танк до 24 км/ч, по пересечённой местности до 15 км/ч.

В 1943 г., выпустив 2987 танков, производство этой машины прекратили.

Пехотный танк "Матильда IIICS" с гаубицей

"Валентайны" выпускались с 1940 г. до начала 1945 г. в 11 модификациях, различавшихся, главным образом, вооружением и типом двигателя. Всего тремя английскими и двумя канадскими фирмами было изготовлено 8275 танков (6855 шт. в Англии и 1420 шт. в Канаде). В Советский Союз было отправлено 2394 британских и 1388 канадских "Валентайнов" (всего 3782 шт.), из которых до России дошло 3332 машины. В СССР поставлялись "Валентайны" семи модификаций:

"Валентайн II" - с 40-мм пушкой, дизельным двигателем AEC мощностью 131 л.с. и дополнительным наружным топливным баком;

"Валентайн III" - с трехместной башней и экипажем из четырех человек;

"Валентайн IV" - "Валентайн II" с дизелем GMC в 138 л.с.;

"Валентайн V" - "Валентайн III" с дизелем GMC в 138 л.с.;

Пехотный танк Valentine Mk III

Создавая пехотный танк "Валентайн" конструкторы фирмы "Виккерс" применили узлы и агрегаты от своих крейсерских танков, из-за чего он выглядел как хорошо бронированный крейсерский танк с низкой скоростью. На основе базовой модели было разработано много модификаций, в том числе плавающие танки "Валентайн" DD, мостоукладчики, огнемётные танки и минные тральщики.

Корпус "Валентайна" делился на три отделения: управления, боевое и силовое. Механик-водитель располагался по оси машины. В танк он мог попасть только через люк, находившийся над его сидением.

Башня располагалась над боевым отделением и была тесной и неудобной. Два танкиста находились в башне, причём командиру танка приходилось заряжать орудие, указывать цели наводчику и направление движения водителю, а ещё поддерживать радиосвязь с пехотой. Поэтому командиры танков предпочитали четырёхместные версии Mk III и V.

Вооружение танка состояло из 40-мм нарезной пушки QF 2 pounder с длиной ствола 52 калибра и спаренного с ней пулемёта BESA. В боекомплект пушки входило 60 снарядов и 3150 патронов для пулемёта.

Первая модификация «Валентайна» - Valentine Mk I - оснащалась бензиновым двигателем AEC A189. Поставляемый в СССР Valentine Mk II имел дизельный двигатель AEC A190. На Valentine Mk IV устанавливался американский дизельный двигатель GMC 6-71 6004, который ставили на «Валентайны» канадского производства.

С появлением более мощнай 57-мм пушки QF 6 pounder были начаты работы по установке её на «Валентайн». За основу был взят вариант с трёхместной башней, но из-за большой казённая части 57-мм пушки третий член экипажа не помещался. Не поместился и спаренный пулемёт. Пришлось уменьшить и толщину бортового бронирования до 43 мм. В таком варианте выпускался Valentine Mk VIII с двигателем AEC A190 и Valentine Mk IX с двигателем GMC 6-71 6004, который впоследствии был форсирован до 175 л.с. Пулемёт BESA вернулся в танк (модификация Valentine Mk X) благодаря сокращению боекомплекта пушки у танка предыдущей модификации.

И, наконец, последняя модификация Valentine Mk XI отличалась от предшественников тем, что на неё установили 75-мм пушку OQF 75 mm. Эта пушка имела несколько худшую бронепробиваемость, но в её боекомплект входил фугасный снаряд.

Скорость всех «Валентайнов» по шоссе, несмотря на двигатели разной мощности, была одинаковой - 25 км/ч, а вот запас хода по шоссе был разным - от 112 до 250 км благодаря разному объёму топливных баков.

Пехотный танк Valentine Mk XI

"Валентайн VII" - канадский вариант "Валентайна IV" с цельнолитой лобовой деталью корпуса и спаренным 7,62-мм пулеметом "Браунинг" (вместо 7,92-мм пулемета BESA, устанавливавшегося на "Валентайнах" английского производства);

"Валентайн IX" - "Валентайн V" с 57-мм пушкой с длиной ствола в 42 калибра, установленной в двухместной башне без спаренного пулемета;

"Валентайн X" - "Валентайн IX" с 57-мм пушкой с длиной ствола в 50 калибров, спаренной с пулеметом, и двигателем GMC мощностью 165 л.с.

Канадские "Валентайны" поставлялись в СССР с 1942 по 1944 годы, причем основная доля поставок пришлась на 1943 г.

Еще одной машиной, с которой начались поставки союзного вооружения в СССР, следует считать английский БТР "Универсал" (по советской терминологии MK.I "Универсал", или У-1, или "Брен"). Эта легкая гусеничная машина весом около 3,5 т была самым массовым бронетранспортёром Второй Мировой войны. С 1935 по 1945 годы в Великобритании, Канаде, Австралии, Новой Зеландии и США было выпущено 89 595 машин такого класса, из которых 2008 (английского и канадского производства) попали в СССР. БТР "Универсал" имел вооружение из пулеметов "Брен"и противотанкового ружья "Бойс".

При создании самого массового британского бронетранспортёра Второй мировой войны использовалась ходовая часть легкого танка «Виккерс-Карден-Лойд». В 1936 году фирма «Виккерс-Армстронг» сначала изготовила 13 машин, семь из которых были модернизированы: слева от водителя установили выдвинутую вперёд броневую рубку для пулемётчика с пулемётом «Виккерс». Заказ на такую машину составил 110 единиц.

Вскоре этот пулемёт заменили 7,7-мм пулемётом «Брен». Это привело к новому названию бронетранспортёра - Bren Gun Carrier. Кроме того, часть машин оснащалась противотанковым ружьем «Бойс».

В интересах разведывательных подразделений была проведена модернизация и бронетранспортер получил удлиненный кузов в кормовой части слева, в котором разместились радиостанция и радист. Вместо пулемета «Брен» в лобовом листе корпуса было смонтировано противотанковое ружье «Бойс», а пулемет «Брен» разместили на стойке в отделении радиста. Экипаж состоял из трех человек. Всего было изготовлено 647 таких бронетранспортёров.

Вскоре стало совершенно очевидно, что наличие в войсках и в производстве двух разных по конструкции, но практически идентичных по характеристикам боевых машин нерационально. Так на свет появился Universal Carrier Mk.I - самый массовый бронетранспортер периода Второй мировой войны. Эта машина производилась английскими, канадскими, австралийскими и новозеландскими предприятиями, а также выпускалась в США.

Машина имела открытый сверху сварной легкобронированный (толщина брони в лобовой части - 10 мм, бортов и кормы - 7 мм) корпус простой прямоугольной формы. Масса БТРа составляла 3,7 т при относительно небольших размерах — 3657x2057x1588 мм.

Габариты машины обусловили и ограниченную вместимость - 4-5 человек.

Вооружение бронетранспортёра состояло из 13,97-мм противотанкового ружья «Бойс» и двух пулеметов «Брен», один из которых мог устанавливаться на вертлюге для зенитной стрельбы. Возимый боекомплект состоял из 80 патронов к ружью и 900 патронов к пулемётам.

Установленный в средней части машины 8-цилиндровый карбюраторный двигатель Ford GAE мощностью 60 л.с. позволял бронетранспортёру развивать максимальную скорость 40 км/ч.

Запас хода машины составлял 180 км.

Канадские машины внешне были идентичны английскому варианту, но имели более мощный двигатель (85 л.с.) и меньшую массу (3,56 т). В этом случае при двух членах экипажа и четырёх десантниках бронетранспортёр мог развивать скорость до 50 км/ч.

В СССР иногда устанавливали отечественное вооружение: пулеметы ДТ или ДШК, а также противотанковые ружья.

В январе 1942 года в СССР было поставлено 20 из 177 выпущенных танков MK.VII "Тетрарх" (советское обозначение "Виккерс VII" или MK.VII). В ноябре 1942 г. 151-я танковая бригада Закавказского фронта, занимавшаяся охраной государственной границы и иранских коммуникаций получила 19 машин Mk.VII. Двадцатый "Тетрарх" был отправлен для испытаний на НИБТПолигон в Кубинку. В ходе испытаний был выявлен ряд достоинств, к которым можно отнести удобство управления, хорошую подвижность, проходимость и маневренность. Танк оказался довольно неприхотливым к типу используемого топлива (в отличие от отечественных легких танков того времени он потреблял бензин второго сорта). Главный недостаток - слабое бронирование. Попытки оснастить его дополнительными бронелистами оказались неудачными, так как догруженный танк терял свою подвижность и проходимость, а двигатель при движении без дорог перегревался.

"Тетрарх"

Компания «Виккерс» накануне II Мировой войны приступила к созданию лёгкого разведывательного танка, который, тем не менее, не смог показать приемлемые результаты. Производство «Тетрарха» в 1940 г. было приостановлено, но уже на следующий год его возобновили.
Экипаж состоял из 3 человек: командира, наводчика (по совместительству заряжающего) и механика-водителя.
Броневой корпус и башня собирались на заклепках из катаной брони толщиной от 10 до 16 мм.
Ходовая часть танка на рессорной подвеске имела 8 катков (4 на борт) большого диаметра. Особенностью ходовой части танка было то, что при повороте опорные катки могли качаться, что вкупе с изгибающейся гусеничной цепью позволяло хорошо маневрировать. Плюсом ко всему этому была рулевая колонка автомобильного типа, с помощью которой рулевые тяги отклоняли опорные катки и ведущие колеса на соответствующий угол от их стандартного положения. Теоретически это должно было улучшить управление танком. Но в практике повернуть руль мог не каждый, из-за механических приводов от рулевой колонки к каткам усилие на руле было весьма значительным. Особенно это проявлялось при вождении по мягкому грунту. В конструкции танка «Тетрарх» была применена модифицированная подвеска Кристи. Она позволяла управлять передними катками, благодаря чему гусеницы сгибались в горизонтальной плоскости на некрутых поворотах. Использование этого метода позволяло решить проблему потери мощности при управлении танком скольжением гусеницами по земле. Если требовался более резкий поворот, механик-водитель тормозил одну гусеницу, и танк совершал привычный поворот с наружным скольжением.
12-цилиндровый двигатель с оппозитным расположением цилиндров "Медоус" (Meadows) MAT мощностью 180 л.с. находился в задней части танка. Коробка передач обеспечивала танку движение с пятью передачами вперед и одной назад. Танк развивал максимальную скорость 64 км/ч по твердому грунту и 45 км/ч по мягкому. Запас хода по шоссе 224 км.
Вооружение «Тетрарха» состояло из нарезной 40-мм пушки QF 2 pounder (длина ствола 50 калибров; боекомплект пушки - 50 снарядов) и спаренного 7,92-мм пулемета BESA.
В 1942 году производство окончательно прекратили, изготовив 177 машин.

Великобританией по ленд-лизу в Советский Союз поставлялся ещё один танк - Mk.VIII «Кромвель» (англ. Tank Cruiser Mk.VIII «Cromwell»), правда, всего в количестве 6 экземпляров из 1070 изготовленных. Танк создавался в 1941-1942 годах фирмой BRCWc и производился серийно с осени 1943 по 1945 год. Некоторое количество машин было получено путём модернизации танков Mk.VIII «Кентавр» до стандарта «Кромвеля». Главным отличием «Кромвелей» от «Кентавров» был более мощный двигатель Rolls-Royce Meteor вместо Liberty L-12.

Английские танкисты относились к «Кромвелям» со скепсисом, считая американский танк «Шерман» (о нём речь пойдёт позже) более удачными. Американские танки были более надёжными, менее прожорливыми (на 100 км пути «Кромвель» тратил 280 л топлива, «Шерман» - 180 л, а советский Т-34 - 170 л) и нисколько не уступали английским в огневой мощи, имея при этом более удачные по конструкции корпус и башню. Первыми универсальный танк, «мастер на все руки», создали в СССР: им стал Т-34, появившийся в 1940 году. Вторыми стали американцы, установившие в конце 1941 года на танк М3 вместо короткой (28,5 калибров) 75-мм пушки М3 пушку М2 (37,5 калибров). Третьими эту проблему решили немцы, установив на Т-4 длинноствольную пушку в январе 1942 г. Англичане были последними.

"Кромвель"

Mk.VIII "Кромвель" создавался в 1941-1942 годах фирмой BRCWc по классической компоновке. Экипаж пять человек: механик-водитель и стрелок находились в отделении управления; командир, наводчик и заряжающий-радист находились в трёхместной башне.
Броневой корпус "Кромвеля" собирался из катаных плит и листов гомогенной стали с помощью заклёпок и болтов на каркасе, и после сборки подвергался поверхностной закалке. Дополнительно лобовые (и кормовые) детали корпуса соединялись между собой сваркой. Толщина верхней вертикальной лобовой плиты составляла 64 мм, средней (22° к горизонту) - 25 мм, нижней (63°) - 57 мм. Вертикальные борта корпуса имели толщину 32 мм.
Башня состояла из внутренней сварной коробки и брони, крепившейся с помощью болтов. В последних модификациях (VII и VIII) броня приваривалась. Башня поворачивалась с помощью гидропривода, для чего приходилось включать двигатель, хотя её можно было повернуть и вручную.
Основным вооружением "Кромвеля" была 57-мм пушка QF 6 pounder (длина ствола 50 калибров, что соответствовало 2850 мм). Начальная скорость бронебойного снаряда - 853 м/с. Всего боекомплект состоял из 75 снарядов.
Боевое применение танка в Африке привело к пониманию необходимости перевооружения танка на 75-мм пушку Mk V с бронебойными и осколочно-фугасными снарядами. Длина ствола 36,5 калибров. Начальная скорость бронебойного снаряда 615 м/с. Боекомплект - 64 выстрела бронебойными, осколочно-фугасными и дымовыми снарядами.
Кроме пушек на "Кромвели" устанавливалась 95-мм гаубица.
Пулемётное вооружение: два 7,92-мм пулемёта Besa и один 7,7-мм Bren.
На танк устанавливался V-образный 12-цилиндровый карбюраторный жидкостного охлаждения двигатель Rolls-Royce Meteor мощностью 600 л.с. Танк массой почти 28 т разгонялся по шоссе до 64 км/ч, а по пересечённой местности до 28 км/ч. Запас хода по шоссе 278 км.
Ходовая часть "Кромвеля" была аналогична подвеске Кристи. На каждом борту находилось по пять больших сдвоенных опорных катков, ленивец и заднего расположения ведущее колесо со съёмными зубчатыми венцами.
Всего было выпущено 1070 "Кромвелей". Часть "Кромвелей" была получена путём модернизации танков Mk.VIII "Кентавр" (A27L). Некоторое количество "Кентавров" было переделано в ЗСУ, оснащенные 20-мм спаренными пушками Polsten. Всего было построено около 200 таких машин.

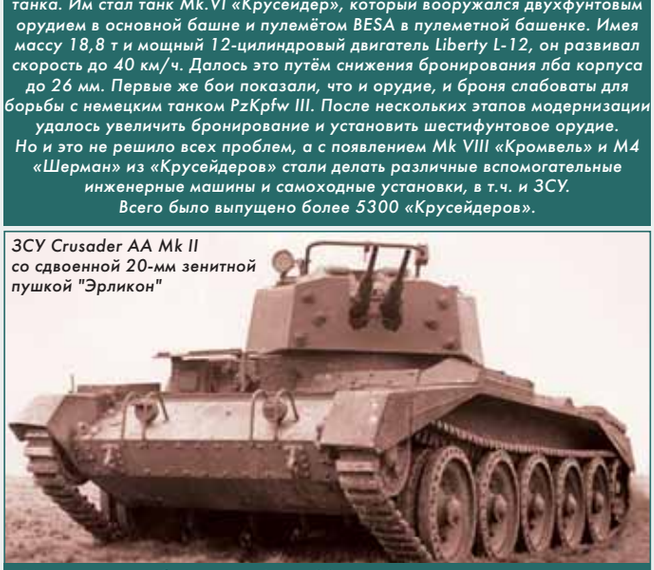
ЗСУ на базе "Кентавра"

С лета 1942 года в Советский Союз небольшими партиями стали поступать тяжелые британские танки Mk.IV "Черчилль". Они производились в Великобритании с лета 1941 г. до конца Второй Мировой войны в 16 модификациях. «Черчилль» отличался устаревшей конструкцией и как все пехотные танки, невысокой скоростью, но крайне толстая для своего времени броня (101 мм, позднее доведена до 152 мм) позволила ему успешно воевать до конца войны. В СССР поступали только две, различавшиеся способом изготовления башен: "Черчилль III" - со сварной башней и "Черчилль IV" - с литой башней.

(Продолжение следует.)

Танк Mk.VI «Крусейдер»

Накануне II Мировой войны в Англии предусматривалось создание помимо тяжелобронированого танка поддержки пехоты ещё и быстрого крейсерского танка. Им стал танк Mk.VI «Крусейдер», который вооружался двухфунтовым орудием в основной башне и пулемётом BESA в пулеметной башенке. Имея массу 18,8 т и мощный 12-цилиндровый двигатель Liberty L-12, он развивал скорость до 40 км/ч. Далось это путём снижения бронирования лба корпуса до 26 мм. Первые же бои показали, что и орудие, и броня слабоваты для борьбы с немецким танком PzKpfw III. После нескольких этапов модернизации удалось увеличить бронирование и установить шестифунтовое орудие.
Но и это не решило всех проблем, а с появлением Mk VIII «Кромвель» и M4 «Шерман» из «Крусейдеров» стали делать различные вспомогательные инженерные машины и самоходные установки, в т.ч. и ЗСУ.
Всего было выпущено более 5300 «Крусейдеров».



ЗСУ Crusader AA Mk II
со сдвоенной 20-мм зенитной пушкой "Эрликон"

Используемая в британском флоте 20-мм автоматическая зенитная пушка Oerlikon ("Эрликон") в 1942 г. была установлена на танк "Крусейдер". В результате получилась ЗСУ Crusader AA Mk II.
Пушка "Эрликон" с длиной ствола 120 калибров имела скорострельность по 450 выстр./мин. на каждый ствол. Максимальная дальность стрельбы достигала 7200 м, а досягаемость по высоте - 2000 м. Начальная скорость бронебойного снаряда равнялась 890 м/с, так что установка могла бороться не только с самолетами, но и с легкобронированными наземными целями.
Выпускалась ещё одна модификация ЗСУ на базе "Крусейдера" с 40-мм зенитной пушкой "Бофорс". Её скорострельность была 120 выстр./мин., начальная скорость снаряда - 854 м/с, а прицельная дальность - 7200 м.
В общей сложности было изготовлено порядка 600 ЗСУ обоих вариантов.

ЗСУ Crusader AA Mk I
с 40-мм зенитной пушкой "Бофорс"

A20 - первый прототип "Черчилля"

Через два дня после нападения Вермахта на Польшу, 3 сентября 1939 года, Великобритания объявила войну Германии. Во Францию были отправлены экспедиционные войска, для нужд которых Управление разработки танков заказало у судостроительной верфи "Харленд энд Вулф" (постройщик "Титаника") разработку нового пехотного танка, получившего индекс A20. Лобовое бронирование новой машины должно было достигать 80 мм.
В качестве вооружения для A20 рассматривались 2-фунтовые (40-мм) противотанковые пушки, 6-фунтовые (57-мм) пушки, а также 75-мм или 76-мм гаубицы. Выбрали 40-мм противотанковую пушку в башне и 76,2-мм гаубицу в корпусе танка. Для увеличения проходимости машины её планировали сделать максимально удлинённой, а гусеницы – полностью охватывающими корпус, как у танков Первой мировой.
Тем временем поражение во Франции, понимание недостатков танка A20 и переоценка возможностей танков типа "Матильда II", не позволило английским генералам полностью поставить крест на пехотных танках, но заставило пересмотреть их технические характеристики.
От дальнейших испытаний A20 отказались, один прототип был передан компании "Воукскхолл Моторс", британскому подразделению "Дженерал Моторс", производившему двигатели и грузовики под маркой "Бэдфорд". Автомобилестроители предложили установить на танк 12-цилиндровый плоский двигатель, скомпонованный из двух автомобильных 6-цилиндровых двигателей, получивший название "два-по-шесть". Кроме того, в двигателях повысили компрессию, установили двойное зажигание и выпускные клапаны с натриевым охлаждением. В конце концов мощность довели до 350 л.с.
Тем не менее, стало понятно, что дело не только в недостаточной мощности этого танка, а в том, что вся концепция не соответствует реалиям новой войны. Новые требования на танк A22 были переданы той же "Воукскхолл Моторс" в июне 1940 г., в мае 1941 года из цеха вышел первый прототип. В июне 1941 г. началось серийное изготовление "Черчиллей".
Недостаток времени на отработку конструкции (за основу была взята конструкция танков ромбовидной формы времён Первой мировой) и технологии привёл к низкой надёжности отдельных элементов и танка в целом. Так гусеницы "Черчилля" охватывали корпус танка. С каждого борта находилось по 11 сдвоенных опорных катков, а поддерживающих роликов не было - гусеницы скользили по корпусу. Но благодаря этому в бортах танка возникло пространство для укладки боеприпасов и установки люков.
Моторно-трансмиссионное отделение находилось в корме, ведущими были задние звёздчатые колёса, а впереди находились ленивцы. С 1942 г., начиная с модели Mk.III, в верхней части гусеницы защитили надгусеничными полками и броневыми экранами, а спереди и сзади - бронированными крыльями. "Черчилль" управлялся не рычагами, а штурвалом через гидравлические сервоприводы, что облегчало механикам-водителям работать с механизмом поворота и тормозами.
Во всех модификациях танка до модели Mk.VII (A22F) бронелисты обшивки простой неизогнутой формы крепились к каркасу танка заклёпками, а затем стала использовалась сварка. Толщина верхнего и нижнего листов лобовой брони корпуса на первых моделях танка составляла 102 мм.
Всего за 1941 г. было изготовлено 303 танка "Черчилль" Mk.I, у которых была литая башня с закруглёнными формами, 75-мм гаубица, размещённая в передней части корпуса и 40-мм пушка, установленная в башне.
В следующей модификации ("Черчилль" Mk.II) гаубицу заменили курсовым 7,92-мм пулемётом Besa. Машин этой модификации произвели 1127 штук.
На "Черчилле" Mk.III изменили форму башни и стали делать её сварной, установили в ней 57-мм пушку. Но на следующей модификаци (Mk.IV) башня снова стала литой. Всего было выпущено 5640 "Черчилля" Mk.III и Mk.IV, из которых в СССР отправлено 344, а прибыло только 253 экземпляра.
Модель Mk.V предназначалась для поддержки пехоты и поэтому её вооружили 95-мм гаубицей.
А вот модификация "Черчилль" Mk.VII была серьёзно доработана. После усиления бронирования (толщину лобовых листов довели до 152 мм) танк мог противостоять немецким "тиграм". В башне смонтировали новую мощную 75-мм пушку. До конца 1944 года британская промышленность выпустила около 1400 танков этой модели.
В итоге, 40-тонный танк, имея 350-сильный карбюраторный двигатель Bedford, мог развивать всего 25 км/ч, по пересечённой местности до 17 км/ч. Запас хода по шоссе составлял 250 км.
"Черчиллей" этих и других модификаций было изготовлено 5640 штук.

"Черчилль" Mk.VII

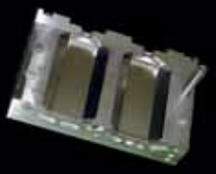
Sodick

39000 линейных электроискровых станков в эксплуатации

(свыше 700 в России, Украине и др. государствах бывшего СССР; на 12.2015 г.)

Единственный в мире изготовитель электроискровых (электроэрозионных) станков с проверенными временем плоскопараллельными линейными двигателями (ЛД). Производство электроискровых линейных станков (станков с ЛД) с 1998 г. Все линейные станки Sodick, включая самые первые 1998-1999 гг., по настоящий момент сохраняют неизменную точность позиционирования!

Испытанные пятнадцатью годами эксплуатации плоскопараллельные ЛД, разработанные для ЭИ станков, и ЭИ станки, сконструированные специально под плоскопараллельные ЛД. Собственная разработка, опытно-конструкторские работы, а также производство ЛД, Nd-Fe-B магнитов и систем управления для ЛД. Собственные системы компьютерных ЧПУ, ПО и CAD/CAM.



Точность позиционирования:
гарантия **10** лет
Впервые в отрасли!

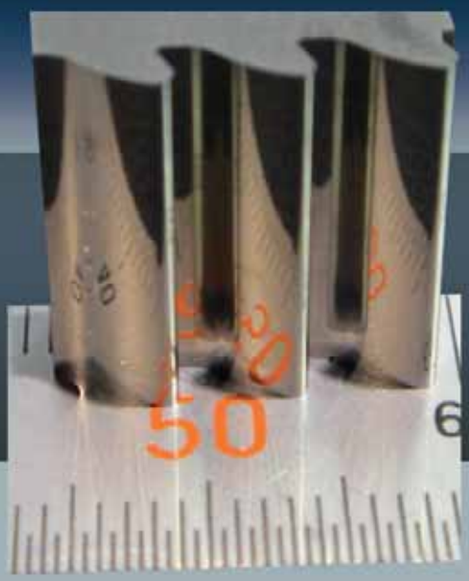
60 лет опыта производства ЭИ станков!

НАНОШЕРОХОВАТОСТЬ

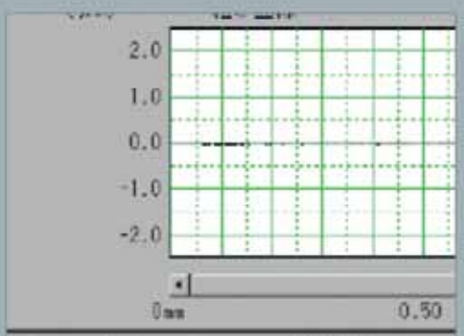
Шероховатость Ra=0,006 мкм (Rz=50 нано = 14-й класс!) на серийном линейном вырезном станке в масле!

Sodick

www.sodicom.biz



AP250L



パラメータ名	値	単位
Ra	0.0061	μm
Ra(1)	0.0072	μm
Ra(2)	0.0088	μm
Ra(3)	0.0062	μm
Ra(4)	0.0060	μm
Ra(5)	0.0043	μm
Rz	0.0578	μm
Rz(1)	0.0600	μm
Rz(2)	0.0440	μm

Рекордное зеркальное выхаживание до уровня Rz=50 нанометров;

Сверхточная вырезка твердых сплавов без выпадения кобальта;

Прецизионная вырезка тонкой проволокой высоких пуансонов.

ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ В МАСЛЕ = = ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ В ВОДЕ

Рекорд отрасли!

9 772500 098009 17001>

Прецизионность.

Самолет считается надежным транспортным средством.
В том числе, благодаря станкам Hermle.

Обрабатывающие центры Hermle - это чемпионы в микронной точности с длительным сроком службы. Выполняют пятиосевую обработку заготовок весом до 2500 килограмм – причем с точностью в несколько микрон. Для получения идеальных результатов.

Open House в Госхайме 26 – 29 апреля 2017 года

www.hermle.de

Машиненфабрик Бертольд Хермле АГ, Госхайм телефон: +49 7426/95-0 info@hermle.de

HERMLE
ООО Восток