

# Двигатель

Научно-технический журнал № 3-4 (153-154 + 244) 2024

В номере:

Какой двигатель выбрать -  
может быть роторно-лопастной? (стр. 2).

Какое азотирование лучше -  
газовое или ионное? (стр. 6).

Экологически чистое производство  
алюминия (стр. 13).

История КБ-7 (стр. 24).

Проблемы квантовой физики (стр. 34).





## Редакционный совет

**Агульник А.Б., д.т.н.,**  
заведующий кафедрой "Теория воздушно-реактивных двигателей" МАИ

**Багдасарьян Н.Г., д.филос.н.,**  
профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана

**Богуслаев В.А., д.т.н.,**  
президент ПАО "МОТОР СИЧ"

**Воронков Ю.С., к.т.н.,**  
зав. кафедрой История науки РГГУ

**Дмитриев В.Г., член-корр. РАН,**  
член секции проблем машиностроения и процессов управления

**Драгунов В.К., д.т.н.,**  
проректор по научной работе НИУ "МЭИ"

**Жердев А.А., д.т.н.,**  
декан факультета "Энергомашиностроение",  
руководитель Научно-учебного комплекса МГТУ им. Н.Э. Баумана

**Зрелов В.А., д.т.н.,**  
профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей ЛА СГАУ им. С.П. Королёва

**Иноземцев А.А., академик РАН,**  
управляющий директор-генеральный конструктор АО «ОДК-Авиадвигатель»

**Каторгин Б.И., академик РАН**  
член отделения энергетики, машиностроения, механики и процессов управления

**Кравченко И.Ф., д.т.н.,**  
руководитель, генеральный конструктор ГП "Ивченко-Прогресс"

**Кутенев В.Ф., д.т.н.,**  
председатель Экспертного совета ГНЦ РФ ФГУП "НАМИ"

**Ланшин А.И., д.т.н.,**  
советник генерального директора по науке ГНЦ ФАУ "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

**Марчуков Е.Ю., член-корр РАН,**  
генеральный конструктор - директор ОКБ им. А. Льюлька

**Равикович Ю.А., д.т.н.,**  
проректор по научной работе МАИ

**Рачук В.С., д.т.н.,**  
советник генерального директора госкорпорации "Роскосмос"

**Рогалёв Н.Д., д.т.н.,**  
ректор НИУ "МЭИ"

**Ружьев В.Ю.,**  
первый зам. ген. директора ФАУ "Российское классификационное общество"

**Рыжов В.А., д.т.н.,**  
руководитель направления по развитию двигателестроения АО "Коломенский завод"

**Ситнов А.П.,**  
президент, председатель совета директоров ЗАО "Двигатели "ВК-МС"

**Смирнов И.А., к.т.н.,**  
ген. конструктор КБХМ - филиала ФГУП "ГКНПЦ им. М.В. Хруничева"

**Соколов В.П., д.т.н.,**  
директор Российского учебно-научно-инновационного комплекса авиакосмической промышленности

**Сперанский А.А., DExpert ISCED,**  
президент ИААБ

**Фаворский О.Н., академик РАН,**  
член президиума РАН

**Чуйко В.М., д.т.н.,**  
президент Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения"

**Шатров М.Г., д.т.н.,**  
заведующий кафедрой "Теплотехника и автотракторные двигатели" МАДИ

## РЕДАКЦИЯ

### Главный редактор

Александр Иванович Бажанов,  
академик Международной инженерной академии

### Заместитель главного редактора

Аделия Юрьевна Бурова

### Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

### Финансовый директор

Александр Иванович Бажанов

### Редакторы:

Андрей Иванович Касьян, к.т.н.

Инна Игоревна Тизенгауз

Юрий Романович Сергей, к.т.н.

### Литературный редактор

Иван Петрович Сидоров

### Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь

Владимир Николаевич Романов

### Техническая поддержка

Федор Михайлович Ларичев

### Фотографии, эскизы и рисунки

#### предоставили:

А.И. Бажанов, А.Н. Медведь,

В.Н. Романов и др.

### Адрес редакции журнала "Двигатель":

111250, Россия, Москва,

ул. Красноказарменная, 14.

Тел./факс: +7(495) 362-7891

aib50@yandex.ru

www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2024 гг.) размещается также на сайте Научной электронной библиотеки [www.elibrary.ru](http://www.elibrary.ru) и включена в индекс РИНЦ

## УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели"<sup>©</sup>.

Генеральный директор А.И. Бажанов

Ответственность за достоверность информации и наличие в материалах фактов, не подлежащих разглашению в открытой печати, лежит на авторах публикаций.  
*Мнение редакции не всегда совпадает с мнением авторов.*

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

Журнал "Двигатель" рекомендован экспертным советом ВАК по технической науке:

2.5.15 - тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов, в числе журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук.  
Индекс 1844 в общероссийском Перечне (на 15-04-2024 г.)

Научно-технический журнал "Двигатель"<sup>©</sup> зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Per. № 018414 от 11.01.1999 г.

26-й (118-й) год издания.

Отпечатано

ООО "Эксперт" Москва.

Тираж 500 экз.

Периодичность: 6 номеров в год.

Цена свободная.



# СОДЕРЖАНИЕ

- 2 Предварительная оценка работоспособности роторно-лопастного двигателя**  
А.А. Зайцев
- 6 Сравнительный анализ газового и ионного азотирования в производстве деталей вспомогательных газотурбинных двигателей**  
А.А. Горбунов, М.В. Силуянова
- 10 Механика сплошных сред. Использование различных гипотез для описания рабочих тел**  
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 13 Экономические и экологические проблемы производства алюминия и пути их решения**  
О.В. Анисимов, А.И. Бажанов, В.В. Фурсенко
- 16 Механика сплошных сред**  
**Критерий ВЧ-устойчивости Крокко для описания колебаний сплошной среды**  
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 20 Турбулентность в конических соплах**  
Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков
- 24 Предтеча боевого ракетостроения в СССР**  
В.Ф. Рахманин
- 28 Турбулентность.**  
**Новые аспекты сжимаемости реальных газов**  
Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков
- 31 Финансовый анализ рентабельности производства двигателей для воздушных судов гражданской авиации**  
А.Ю. Бурова, К.Ю. Бурова
- 34 Квантовая физика мертва.**  
**Да здравствует Физика**  
Д.Н. Воронков
- 42 Танки - от и до**  
О.Н. Брилёв
- Информация - стр. 9, 12, 19, 23**



# ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ РОТОРНО-ЛОПАСТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Андрей Алексеевич Зайцев, руководитель проекта РЛД ООО "АЗАРТ"

*В статье дано описание конструкции роторно-лопастного двигателя (РЛД) и представлены результаты расчетно-исследования нагруженности и прочности деталей, а также работоспособности бесконтактного уплотнения газовых стыков.*

*Автором представлены особенности проектируемого РЛД, в котором преобразование неравномерного вращательного движения роторов в равномерное вращение выходного вала осуществляется симметричным дифференциальным планетарным редуктором и связанным с ним роликово-кулачковым механизмом.*

*Физическая реализуемость и работоспособность заданных кинематических связей апробирована на кинематическом макете двигателя.*

*Особое внимание в статье уделено исследованию воздействия пиковых барических, термических, динамических нагрузок на детали тороидно-лопастной группы двигателя и возможности применения бесконтактных уплотнений газовых стыков.*

*По результатам серии компьютерных тестов в среде программного комплекса SolidWorks установлено, что конструкция тороидально-лопастной группы способна обеспечить вращение отклоняющихся в просвете сечения тороида лопастей с допустимыми амплитудами их отклонений в пределах, обеспечивающих возможность сохранения необходимых зазоров, при которых возможно использовать бесконтактные уплотнения для обеспечения работоспособности двигателя.*

*Материалы статьи подтверждают возможность практического создания РЛД и дают основания для дальнейших исследований.*

*The article describes the design of a rotary-vane engine (RVE) and presents the results of a computational study of the loading and strength of parts, as well as the efficiency of a contactless seal of gas joints.*

*The author presents the features of the designed RVE, in which the transformation of the uneven rotational motion of the rotors into uniform rotation of the output shaft is carried out by a symmetrical differential planetary gearbox and a roller-cam mechanism associated with it.*

*The physical feasibility and operability of the specified kinematic connections have been tested on a kinematic model of the engine.*

*Particular attention in the article is paid to the study of the impact of peak baric, thermal, dynamic loads on the parts of the toroidal-vane group of the engine and the possibility of using contactless seals of gas joints.*

*Based on the results of a series of computer tests in the SolidWorks software package, it was established that the design of the toroidal-vane group is capable of ensuring the rotation of vanes deflecting in the clearance of the toroid section with permissible amplitudes of their deviations within the limits that ensure the possibility of maintaining the necessary gaps, at which it is possible to use contactless seals to ensure the operability of the engine.*

*The materials of the article confirm the possibility of practical creation of RVE and provide grounds for further research.*

**Ключевые слова:** роторно-лопастной двигатель, роликово-кулачковый механизм, тороидно-лопастная группа, бесконтактное уплотнение.

**Keywords:** rotary-vane engine, roller-cam mechanism, toroidal-vane group, contactless seal.

## Введение

Достоинством роторно-лопастной схемы является возможность создания компактных двигателей с высокими удельными показателями, так как в рабочих камерах одной секции РЛД за один оборот выходного вала обеспечивается протекание четырёх полных четырёхтактных циклов, что соответствует восьмицилиндровому поршневому четырёхтактному двигателю.

Реализация этого преимущества связана с решением ряда научно-технических задач. Первоочередными среди них являются синхронизация вращения роторов по заданному алгоритму и преобразование их неравномерного вращения в равномерное вращение выходного вала двигателя с выполнением условия по эффективному преобразованию энергии сгорания топлива в механическую работу.

В работе [1] приведен анализ и дана классификация известных типов механизмов синхронизации и преобразования. В работе [2] представлена кинематическая схема потенциально эффективного преобразователя неравномерного вращательного движения роторов в равномерное вращение выходного вала. Преобразование осуществляется симметричным дифференциальным планетарным редуктором и связанным с ним роликово-кулачковым механизмом. Синтезированный профиль кулачков обеспечивает заданный алгоритм синхронизации вращения роторов с их поочередной кратковременной остановкой в течение такта.

Полученные результаты послужили отправной точкой для конструирования роторно-лопастного двигателя (РЛД) и проведения исследований работоспособности его составных частей.

## Конструкция РЛД

В результате продолжения работ по созданию механизма синхронизации и преобразования вращения роторов (патент RU 2673318) (далее - преобразователь) выполнен предпроект РЛД, отдельные конструктивные особенности которого защищены патентом RU 2754184 [3].

Согласно предпроектору, РЛД содержит вал 1, два блока кулачковых передач 2 и тороидальный блок 3 (рис. 1, вид 1), внутри которого находится симметричный дифференциальный редуктор. Вал 1 проходит через все блоки и является выходным валом двигателя.

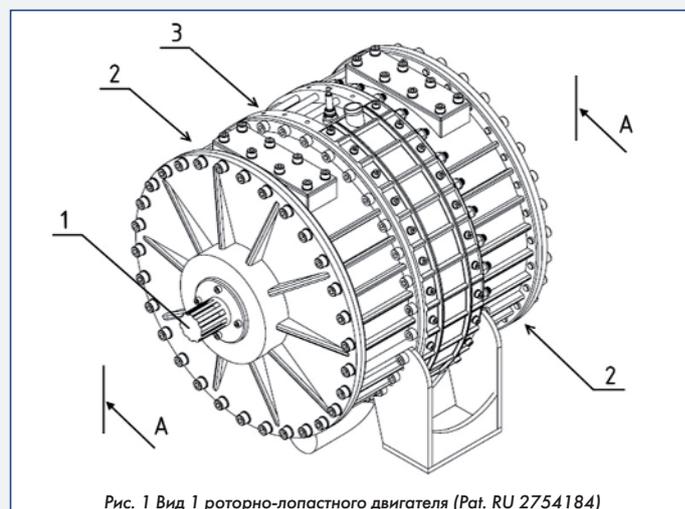


Рис. 1 Вид 1 роторно-лопастного двигателя (Pat. RU 2754184)

Внутри корпуса каждого из блоков кулачковых передач (рис. 1, вид 2) на валу 1 жестко закреплено по одному кулачку с наружной рабочей поверхностью 7.

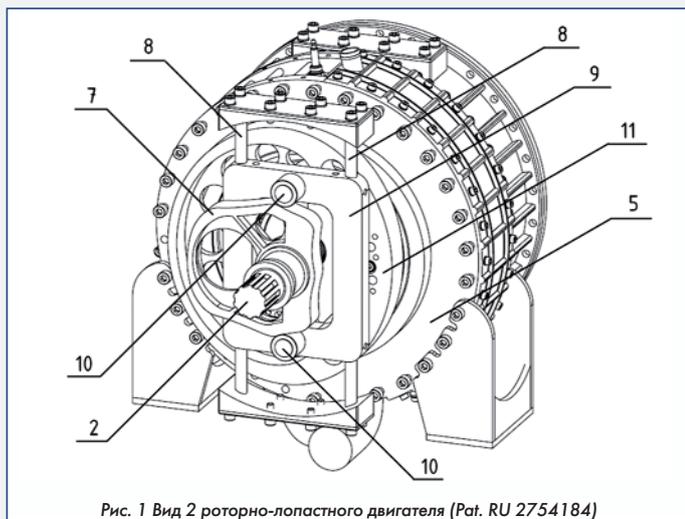


Рис. 1 Вид 2 роторно-лопастного двигателя (Pat. RU 2754184)

В корпусе закреплены направляющие 8, по которым свободно перемещаются ползуны 9 с пальцами 10, на которых установлены ролики. Два кулачка с внутренней рабочей поверхностью 11 установлены каждый на своем роторе 12, на каждом из которых установлено по две лопасти 13, разнесенных на 180 градусов (рис. 2, вид. 3).

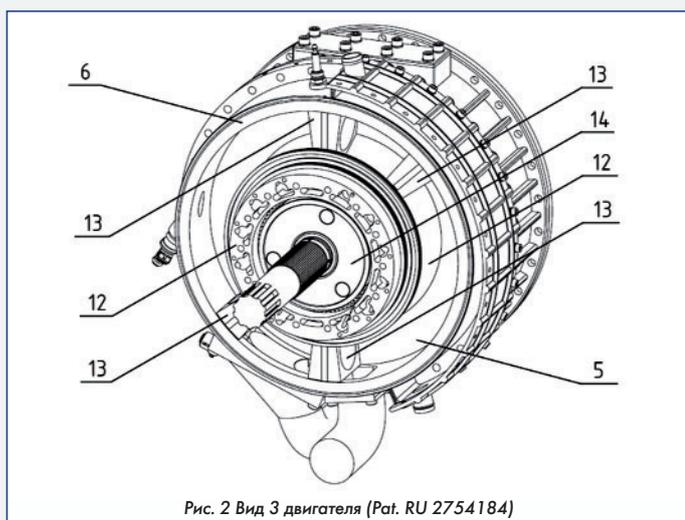


Рис. 2 Вид 3 двигателя (Pat. RU 2754184)

Тороидальный блок включает в себя две стенки тороида с плоскими рабочими поверхностями 5 и одну кольцевую стенку тороида с цилиндрической рабочей поверхностью 6.

Установленный соосно внутри тороидального блока 3 на валу 1 симметричный дифференциальный редуктор 4 является, вместе с двумя блоками кулачковых передач 2, составной частью механизма преобразования неравномерного вращения роторов в равномерное вращение вала (рис. 2, вид. 4).

Роторы 12 выполнены заодно с эпициклическими шестернями симметричного дифференциального редуктора 4, который своим водилом 14 концентрично и жестко установлен на валу 1.

В приливе цилиндрической стенки тороида 6 на противоположной стороне тороида от впускного 15 и выпускного 16 окон в требуемой позиции, рассчитываемой для обеспечения необходимого момента впрыска/зажигания (в зависимости от исполнения двигателя по типу используемого топлива), устанавливается форсунка и (или) свеча зажигания 17. При исполнении двигателя с системой принудительного поджига топлива, форсунка впрыска топлива 18 может устанавливаться в приливе стенки тороида между впускным окном и свечой зажигания. Двигатель с жидкостным охлаждением оснащается рубашкой охлаждения стенки тороида 19.

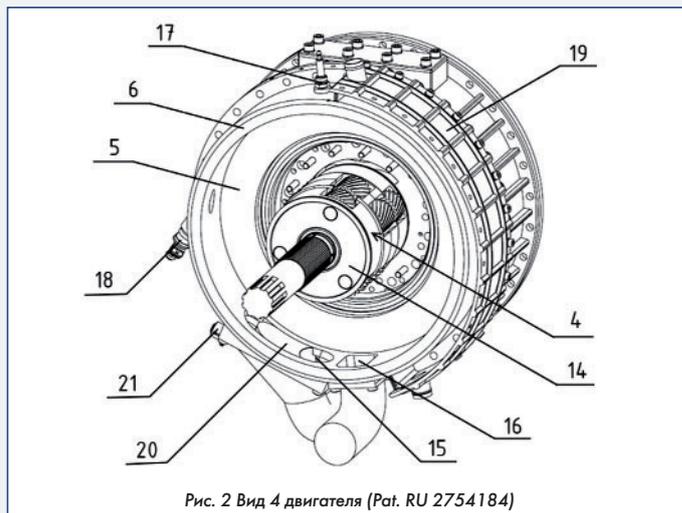


Рис. 2 Вид 4 двигателя (Pat. RU 2754184)

Для регулирования наполнения рабочей камеры в тороиде воздухом (топливовоздушной смесью) с целью обеспечения требуемого давления сжатия, впускное окно двигателя может оснащаться сдвижной заслонкой 20 с приводным механизмом 21. Площадь сечения впускного окна, его угловая протяженность в стенке тороида и размеры самой заслонки рассчитываются исходя из необходимых условий обеспечения работы двигателя на всех скоростных и нагрузочных режимах.

Схематично изменение угловой величины сегмента тороида, объём которого характеризует количество сжимаемого воздуха (топливовоздушной смеси), вследствие сдвига заслонки и соответствующего изменения формы впускного окна, представлено на рис. 3. Каждое промежуточное положение заслонки может использоваться для тонкого управления режимами работы двигателя.

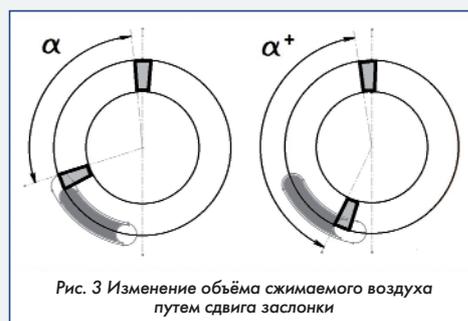


Рис. 3 Изменение объёма сжимаемого воздуха путем сдвига заслонки

В РЛД представляется целесообразным использовать форму тороида с пятиугольным сечением, что позволит заметно удешевить его производство с использованием простых в обработке двух плоских и одного цилиндрического элементов тороида вместо изготовления технологически сложных деталей, образующих форму тора с круглым сечением. Такое техническое решение позволит также упростить производство лопастей.

### Предварительная оценка работоспособности РЛД

Для первичной оценки надежности разрабатываемого РЛД были проведены проверочные расчеты и компьютерные тесты в среде программного комплекса SolidWorks, отражающие уровень стойкости элементов конструкции к воздействию рабочих нагрузок. В качестве основных характеристик, формирующих расчетные нагрузки, приняты: площадь лицевой поверхности лопасти - 42 см<sup>2</sup>; радиус вращения центра лопасти - 147 мм; давление на лопасти - до 5,5 МПа.

Механизм преобразования исследовался на уровень стойкости наиболее слабого звена роликово-кулачкового механизма - оси ролика, а также на запас прочности и возможный ресурс дифференциального редуктора.

При оценке ресурса дифференциального редуктора использовалось пособие [5]. Результаты расчета показали возможность обеспечения его работы под нормативной нагрузкой в течение 5 тысяч часов с коэффициентом запаса прочности 1,5.

Ось ролика тестировалась в программной среде SolidWorks Simulation на изгиб и срез. В результате тестов установлено, что

при приложении расчетной нагрузки этот элемент с запасом выдерживает расчетную нагрузку (рис. 4).

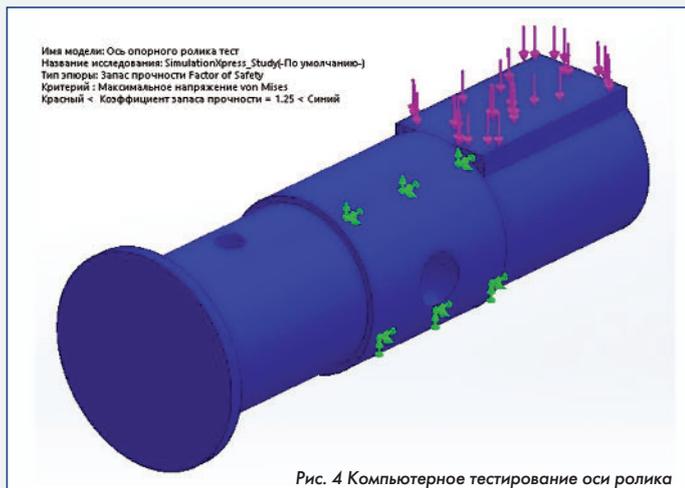


Рис. 4 Компьютерное тестирование оси ролика

Тороидно-лопастная группа исследовалась по совокупности показателей с оценкой влияния пиковых барических, термических, динамических нагрузок на лопасти, а также была оценена возможность обеспечения работы двигателя с бесконтактными уплотнениями газовых стыков.

Алгоритм тестирования заключался в оценке величины и направлений деформации лопасти под воздействием различных нагрузок для сопоставления предельных отклонений проекции лопасти в просвете тороида с величиной допустимого зазора, необходимого для обеспечения работоспособности бесконтактных уплотнений (БКУ).

Тестирования лопасти производились с использованием приложения SolidWorks Simulation. Контроль работоспособности БКУ проверялся с использованием приложения SolidWorks Flow Simulation.

В результате проведенной серии тестов выяснилось, что основным препятствием к использованию БКУ являются избыточные предельные отклонения проекции лопасти в просвете тороида под воздействием центробежных нагрузок, деформирующих ротор, несущий лопасти. Необходимый зазор между лопастью и кольцевым элементом тороида с условием отсутствия их контакта при работе на оборотах номинальной мощности превышал допустимый зазор, обеспечивающий работоспособность БКУ.

Возможность работы двигателя с БКУ является важным фактором обеспечения лучших показателей его безотказности, эффективности и ресурса в сравнении с двигателем, использующим контактные уплотнения газовых стыков. Для реализации такой возможности потребовалось внесение изменений в предварительно сформированную конструкцию РЛД.

В текущем виде ротор, лопасти и боковая стенка тороида сгруппированы в единый жесткий узел. Ротор с боковой стенкой тороида представляют собой единую деталь, которая вращается на паре подшипников скольжения (осевом и радиальном). Лопасти при сохранении формы лицевой проекции изменили форму в торцевых сечениях и получили дополнительное жесткое крепление к боковой стенке тороида (рис. 5).

Таким образом, достигнута минимизация деформаций конструкции узла под воздействием комплекса нагрузок на него. Максимальное давление рабочих газов в камере тороида не вызывает осевых и радиальных смещений ротора с боковой стенкой тороида, а величина деформации лопасти в направлении воздействия на неё сил давления газов (до 0,016 мм) не оказывает существенного влияния на работу БКУ.

При оценке температурных деформаций лопасти от воздействия теплового потока, соответствующего тепловому потоку в поршень бензинового двигателя, установлена величина предельных деформаций металла по наружным граням лопасти до 0,15 мм (рис. 6).

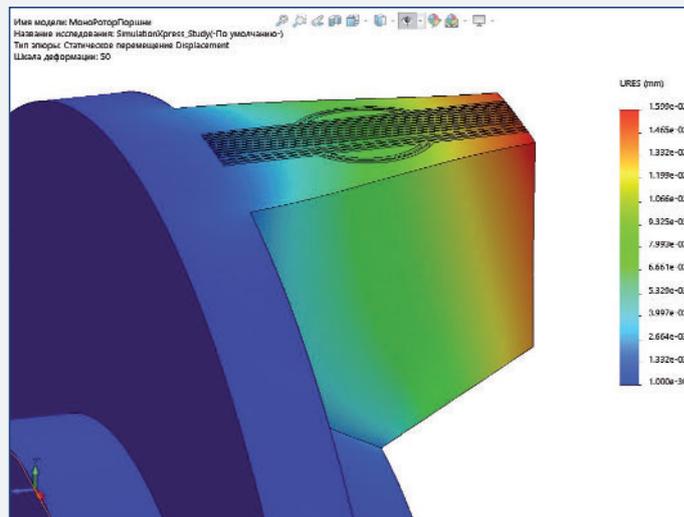


Рис. 5 Компьютерное моделирование воздействия барических нагрузок

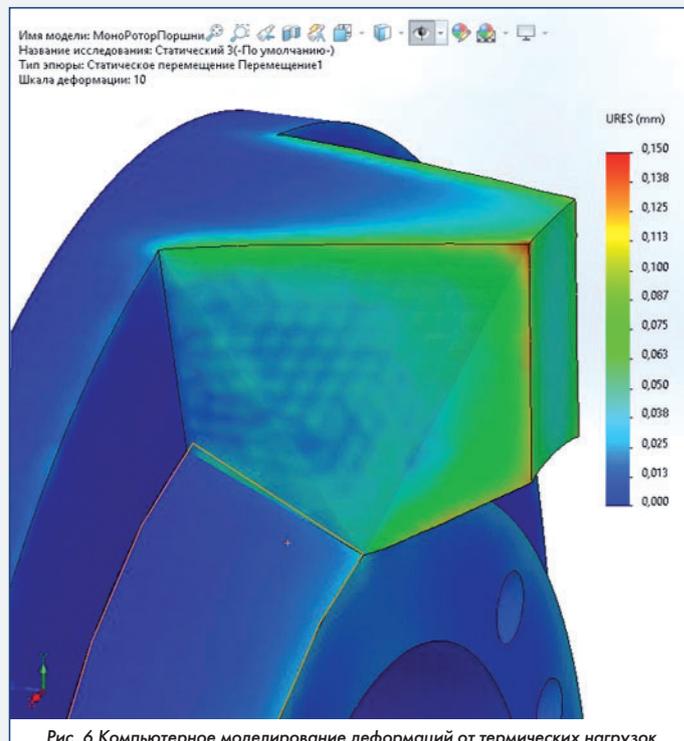


Рис. 6 Компьютерное моделирование деформаций от термических нагрузок

Превентивное стачивание граней вдоль наружного периметра консоли лопасти на 0,1 мм позволяет удерживать отклонение вследствие температурных деформаций проекции лопасти в просвете тороида в пределах 0,05 мм.

Испытание роторно-лопастного узла на воздействие центробежных нагрузок выявило вероятность возникновения деформации, вызывающей предельное отклонение угла лопасти в радиальном направлении на расстояние в пределах 0,05 мм к кольцевой стенке тороида (рис. 7).

По результатам оценки различных деформаций роторно-лопастного узла под воздействием нагрузок проведена оценка величины утечек сжимаемых в камере тороида газов при обеспечении зазора между лопастью и кольцевой стенкой тороида величиной 0,1 мм, между лопастью и остальными внутренними поверхностями тороида - 0,05 мм (рис. 8).

Максимальная объемная скорость перетока газов через простейшие БКУ из зоны высокого давления в зону с разрежённой средой составила 19 000 см<sup>3</sup>/с. Средняя объемная скорость перетока за весь такт сжатия составила 2200 см<sup>3</sup>/с. Время длительности такта сжатия при скорости вращения выходного вала РЛД 1000 об/мин - 0,015 с. При расчетном максимальном объеме газов в полости между лопастями 1700 см<sup>3</sup> за такт сжатия будет у-

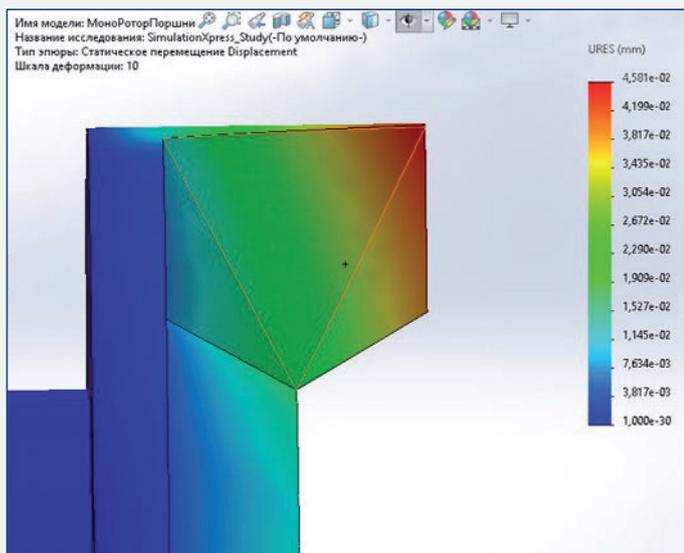


Рис. 7 Компьютерное моделирование деформаций от влияния центробежных сил

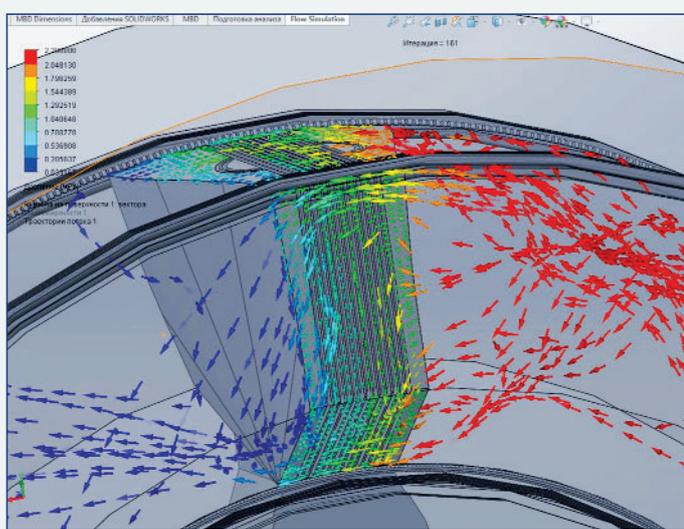


Рис. 8 Компьютерное моделирование утечек сжимаемых в камере тороида газов

рачено вследствие перетока около  $33 \text{ см}^3$ . Таким образом, в условиях холодного пуска потери составят менее 2 % от общего объема сжимаемых газов. При скорости вращения выходного вала РЛД 2000 об/мин потери, соответственно, составят менее 1 % и т.д. По мере прогрева лопастей зазоры будут уменьшаться, что также сократит перетоки газов. Дальнейшего сокращения утечек также можно добиться оптимизацией формы БКУ.

В результате серии проведенных тестов сделан вывод о том, что конструкция тороидально-лопастной группы способна обеспечить вращение отклоняющихся в просвете сечения тороида лопастей с допустимыми амплитудами их отклонений в пределах, обеспечивающих возможность сохранения необходимых зазоров, при которых возможно использовать бесконтактные уплотнения для обеспечения работоспособности двигателя.

Физическая реализуемость и функционирование заданных кинематических связей апробирована на кинематическом макете двигателя (рис. 9).

### Заключение

По результатам исследований мирового опыта в области разработок роторно-лопастных двигателей и выбора рациональной кинематической схемы разработан предпроект перспективного двигателя.

По предварительному проекту создан кинематический макет РЛД и продемонстрирована работоспособность его кинематических связей, что подтверждает реализуемость принятых технических решений.

Результаты расчетов и компьютерных испытаний ключевых

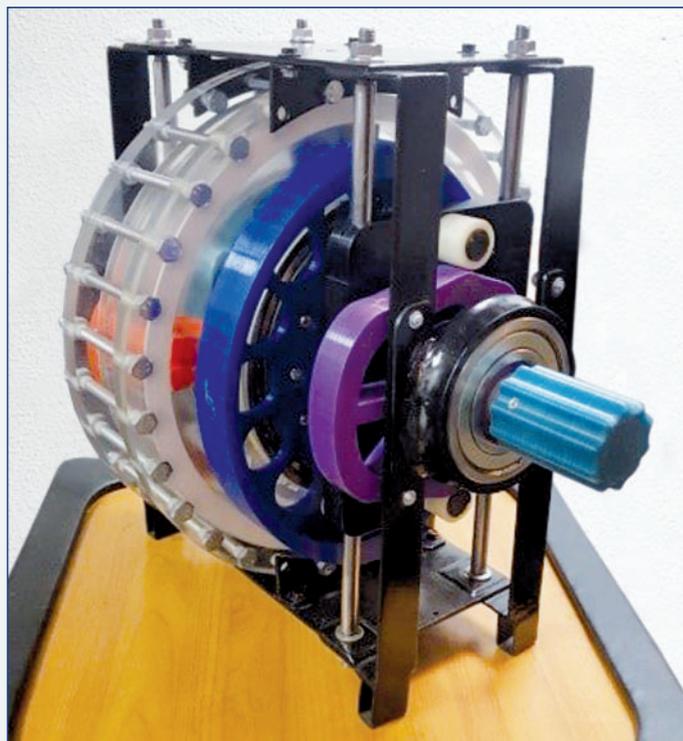


Рис. 9 Кинематический макет двигателя

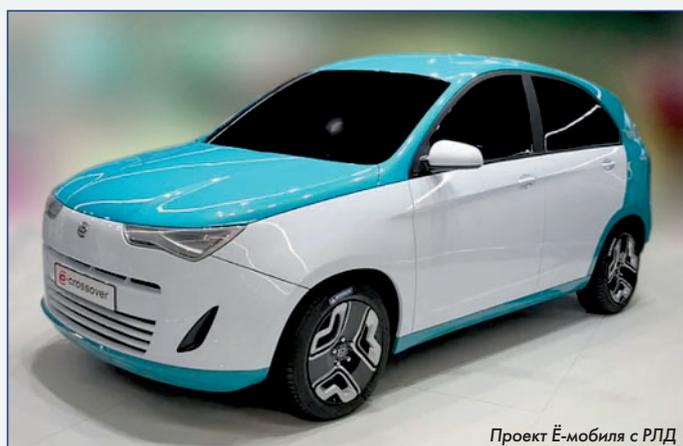
элементов конструкции позволяют сделать вывод о работоспособности и высоковероятной технической надежности перспективного РЛД.

Дальнейшие исследования представляется целесообразным сфокусировать на выявлении взаимосвязи между установленным в работах [1, 2] фактом наличия повышенного коэффициента преобразования в приведенном РЛД и предположением о влиянии алгоритма синхронизации роторов, приводящего к высокой степени адиабатизации рабочих циклов РЛД, на повышение его термического КПД.

### Перечень источников

1. Зайцев А.А. Обзор и анализ мировых разработок роторно-лопастных двигателей // Машины и установки: проектирование, разработка и эксплуатация. 2023. № 3. С. 16-33.
2. Зайцев А.А. Синтезирование механизма преобразования неравномерного вращательного движения роторов в равномерное вращение выходного вала роторно-лопастного двигателя // Машины и установки: проектирование, разработка и эксплуатация. 2023. № 4. С. 30-42.
3. Патент RU2754184. Роторный двигатель внутреннего сгорания / Автор и патентообладатель: Зайцев А.А.
4. В.Б. Балякин, И.С. Барманов. Расчёт и проектирование планетарных передач авиационных редукторов: учебное пособие. Самара: Издательство Самарского университета, 2020. 76 с.

Связь с автором: 7744150@gmail.com



Проект Э-мобиля с РЛД

# СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ГАЗОВОГО И ИОННОГО АЗОТИРОВАНИЯ В ПРОИЗВОДСТВЕ ДЕТАЛЕЙ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет):

**Александр Александрович Горбунов**, аспирант

**Марина Владимировна Силуянова**, д.т.н.,

профессор кафедры "Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов"

*В данной статье показано два технологических процесса ионного и газового азотирования, описаны полученные результаты на примере трёх образцов из разных марок сталей. Предлагается применение ионного азотирования при производстве деталей вспомогательных газотурбинных двигателей, как альтернативная замена технологического процесса газового азотирования. Актуальность статьи – в возрастающей потребности к выпуску качественных и надежных вспомогательных авиационных двигателей с применением инновационных, прогрессивных технологий. Цель и задача – показать возможность применения ионного азотирования в производстве вспомогательных газотурбинных двигателей. Новизна метода – получение более качественных деталей с азотированной поверхностью и сокращению времени технологического процесса в 1,5 – 2 раза по сравнению с газовым азотированием.*

*This article shows two technological processes of ion and gas nitriding, describes the results obtained using the example of 3 samples from different grades of steels. The use of ion nitriding in the production of auxiliary gas turbine engine parts is proposed as an alternative replacement for the technological process of gas nitriding. The relevance of the article lies in the increasing need for the production of high-quality and reliable auxiliary aircraft engines using innovative, progressive technologies. The purpose and objective is to show the possibility of using ion nitriding in the production of auxiliary gas turbine engines. The novelty of the method is to obtain higher-quality parts with a nitrided surface and reduce the time of the technological process by 1.5 – 2 times compared with gas nitriding.*

**Ключевые слова:** ионное азотирование, газовое азотирование, вспомогательные газотурбинные двигатели.

**Keywords:** ion nitriding, gas nitriding, auxiliary gas turbine engines.

## Введение

В данном исследовании описывается совершенствование технологии химико-термической обработки (ХТО) с применением ионного азотирования деталей вспомогательных газотурбинных двигателей (ВГТД). Актуальность применения данной технологии обусловлена возрастающей потребностью к выпуску качественных и надежных вспомогательных авиационных двигателей с применением инновационных, прогрессивных технологий. Представлена технология газового азотирования, которая используется на предприятии АО "НПП "Аэросила" при производстве деталей ВГТД. Предлагается применение технологии ионного азотирования, как более прогрессивной технологии. В настоящий момент технология ионного азотирования применяется на предприятии ПАО "АК "Рубин". Для сравнения двух технологий использовалось по три образца из разных сплавов.

Технологический прогресс в создании новых и совершенствовании летательных аппаратов и ВГТД связан, прежде всего с достижениями в области авиационных материалов и технологий производства авиационных деталей. В конструкции ВГТД широко применяются преимущественно металлические материалы. ВГТД представляют собой разновидность небольшого газотурбинного двигателя, который в свою очередь относится к вспомогательной силовой установке (ВСУ). ВСУ выполняет роль автономного источника энергии на борту самолета, запускает основной, маршевый двигатель самолета. Помимо этого различные виды ВСУ обеспечивают подачу электрического тока для бортовой сети самолета и работу системы кондиционирования воздуха. Являются полноценным автономным энергоузлом.

При производстве стальных деталей вспомогательных газотурбинных двигателей важное значение имеет структура, заданные механические свойства материала и поверхностного слоя детали [1]. Кроме того, долговечность деталей ВГТД во многом определяется состоянием их поверхности, и в первую очередь её износостойкостью [2].

Множество исследований подтверждают, что долговечность деталей зависит от состояния их поверхностного слоя. Поверхностный слой играет особую роль, поскольку он подвергается наибольшей нагрузке и активному воздействию внешней (рабочей) среды в процессе эксплуатации [3]. Исследования показывают, что проблема улучшения характеристик деталей машин может быть успешно решена с помощью технологических методов, особенно тех, которые используются на последних этапах производства для формирования поверхностного слоя.

Существуют различные методы ХТО, которые способствуют улучшению стойкости деталей к износу. Одним из таких методов является метод азотирования, который применяется для деталей и узлов, подвергающихся трению.

Цель исследования: показать, что при сравнении двух технологий ХТО, более прогрессивной в настоящее время является технология ионного азотирования.

Метод исследования: металлографическое исследование полученного азотированного слоя, макроскопический анализ.

## Подготовка образцов перед азотированием

Для проведения экспериментальных исследований были отобраны три образца из сталей марок ЭИ961, ЭИ415, 40ХН2МА. На предприятии АО "НПП "Аэросила" наиболее распространённой маркой стали для азотирования деталей является ЭИ415.

Определение химического состава на соответствие марки материала проводилось с использованием лазерного спектрометра ЛИС-02.

Прочность и твердость сердцевины зависят от предварительной термической обработки, которая формирует исходный уровень этих свойств [5]. Чтобы не произошло разупрочнения сердцевины, температура азотирования не должна превышать температуру отпуска после закалки.

	Измерение	13X11H2B2MФ
C	0,04±0,10	0,10-0,16
Cr	8,52±0,46	10,50-12,00
Ni	1,21±0,18	1,50-1,80
Mo	0,34±0,04	0,35-0,50
V	0,13±0,01	0,18-0,30
Ti	0,08±0,01	
Cu	0,23±0,03	
Al	0,03±0,01	
Fe	89,44±0,68	80,00-87,00
Si		≤0,60
Mn		≤0,60
S	-	≤0,03
P	-	≤0,03
W	-	1,60-2,00

Рис. 1 Определение стали ЭИ961

	Измерение	20X3MВФ		Измерение	40ХН2МА
C	0,21	0,15-0,23	C	0,39±0,07	0,37-0,44
Si	0,29	0,17-0,37	Si	0,51±0,03	0,17-0,37
Mn	0,19	0,25-0,50	Mn	0,66±0,03	0,50-0,80
Ni	0,15	≤0,30	Ni	1,11±0,08	1,25-1,65
Cr	2,9	2,80-3,30	Cr	0,60±0,04	0,60-0,90
Mo	0,22	0,35-0,55	Mo	0,07±0,06	0,15-0,25
V	0,73	0,60-0,85	V	0,02±0,01	
Cu	0,11	≤0,20	Cu	0,11±0,01	≤0,30
Al	0,01		Al	0,06±0,01	
Fe	95,18	93,10-95,38	Fe	96,46±2,81	95,20-97,00
			S		≤0,03

Рис. 2 Определение стали ЭИ415

Рис. 3 Определение стали 40ХН2МА

Химический состав стали ЭИ961, % (по ТУ 14-1-933-74)

C	Cr	Ni	W	Mo	V	Fe	Si	Mn	S	P
0,10...0,16	10,5...12,0	1,5...1,8	1,6...2,0	0,35...0,5	0,18...0,3	Основа	<0,6	<0,6	<0,02	<0,03

Химический состав стали ЭИ415, % (по ТУ 14-1-2090-77)

C	Si	Cr	Mn	W	Mo	V	Fe	Ni	S	P
0,15...0,23	0,17...0,37	2,8...3,3	0,35...0,55	0,3...0,5	0,35...0,55	0,6...0,85	Основа	<0,5	<0,025	<0,03

Химический состав стали 40ХН2МА, % (по ТУ 14-1-950-74)

C	Si	Mn	Cr	Ni	Mo	Fe	S	P
0,37...0,44	0,17...0,37	1,25...1,65	0,6...0,9	0,15...0,25	0,15...0,25	Основа	<0,02	<0,03

Таблица 1

Термообработка (закалка) образцов перед азотированием

Марка стали	13Х11Н2В2МФ (ЭИ961)	20Х3МВФА (ЭИ415)	40ХН2МА
Режим ТО	Закалка (масло) t = 1010 ± 10 °С. Отпуск (воздух) t = 670 ± 10 °С	Закалка (масло) t = 1030 ± 10 °С. Отпуск (воздух) t = 640 ± 15 °С	Закалка (масло) t = 850 ± 10 °С. Отпуск (воздух) t = 600 ± 20 °С
Полученная твердость (твердость сердцевины)	29-30 HRC, 25-35 HRC - по ТУ 14-1-1791-76	38-39 HRC, 30-40,5 HRC - по ТУ 14-1-2090-77	35-36 HRC, 32-37,5 HRC - по ТУ 14-1-950-86

Для проведения процесса азотирования образцы были механически обработаны до размеров Ø50x10 мм (рис. 4), Ø35x10 мм (рис. 5), Ø40x10 мм (рис. 6), соответственно. Шероховатость всех образцов Ra до 0,8 мкм.



Рис. 4 Сталь ЭИ961

Рис. 5 Сталь 40ХН2МА

Рис. 6 Сталь ЭИ415

Для сравнения проведение процесса азотирования состояло в два этапа: 1 этап - проведение газового азотирования на предприятии АО "НПП "Аэросила", 2 этап - проведение ионного азотирования на предприятии ПАО "АК "Рубин". Более подробно рассмотрим второй этап - проведение ионного азотирования.

Проведение ионного азотирования образцов на предприятии ПАО "АК "Рубин"

Ионное азотирование проводилось на автоматизированном оборудовании ION-25-HWI (рис. 7) производства болгарской фирмы Ionitech Ltd.

Данная печь ионного азотирования представляет собой установку типа "теплые стенки" - HWI и состоит из вакуумной камеры колпакового типа с автоматической системой подъема и опускания колпака и его воздушным охлаждением, шкафом управления, газовакуумным шкафом и блоком с дросселем и трансформатором. Имеет две зоны нагрева/охлаждения.

Нагрев обрабатываемых деталей осуществляется нагревателями и импульсной плазмой, благодаря чему достигается одинаковая и равномерная температура обработки всех деталей не зависимо от места их расположения в рабочей камере. Установки типа "теплые стенки" оптимальны для одновременной обработки разнородных по форме и размеру деталей.



Рис. 7

Все три образца прошли ионное азотирование на автоматизированном оборудовании ION-25-HWI.

При проведении режима азотирования предполагалось получение азотированного слоя глубиной 0,15...0,35 мм.

Далее представлены диаграммы ведения процесса азотирования для каждого образца.

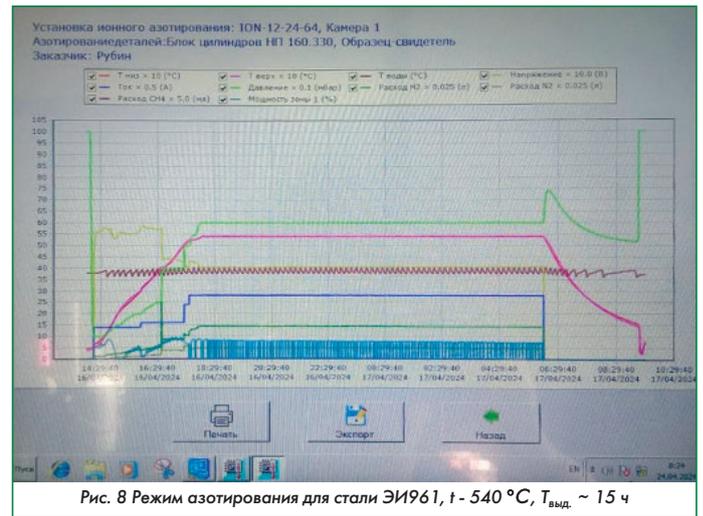


Рис. 8 Режим азотирования для стали ЭИ961, t = 540 °С, T<sub>выд.</sub> ~ 15 ч

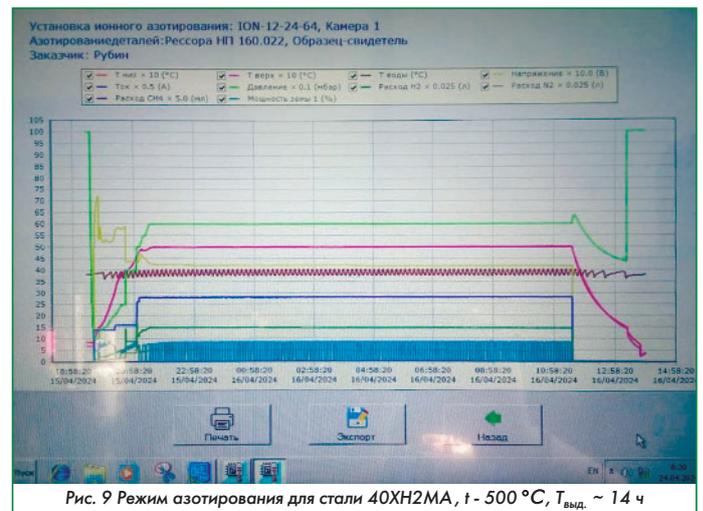


Рис. 9 Режим азотирования для стали 40ХН2МА, t = 500 °С, T<sub>выд.</sub> ~ 14 ч

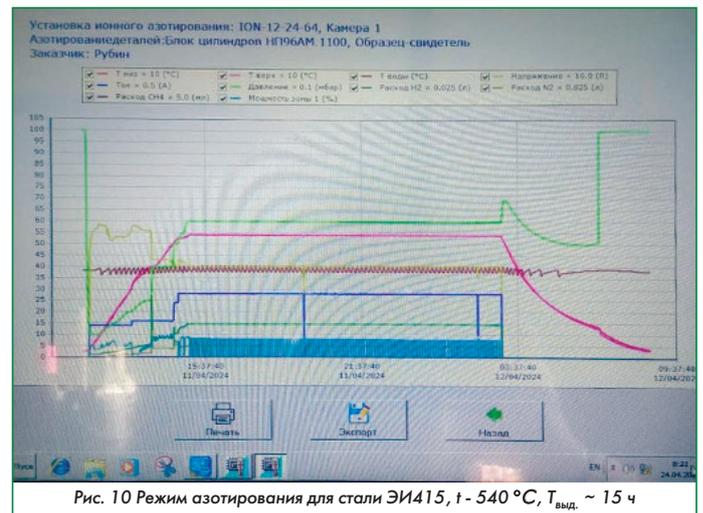


Рис. 10 Режим азотирования для стали ЭИ415, t = 540 °С, T<sub>выд.</sub> ~ 15 ч

Таблица 2

Основные характеристики оборудования ION-25-HWI

Наименование параметра	Характеристики
Электропитание	3 x 400 В (480 В) +10 % /-15 %, 50 Гц (60 Гц)
Рабочие газы	Азот, водород или аммиак
Охлаждающий газ	Азот
Рабочее давление	1...7 мм. рт. ст.
Рабочий объем, Ø x h, мм	500 x 600
Максимальный вес обрабатываемых деталей, кг	300

**Проведение металлографического исследования азотированных образцов**

Образцы были поперечно разрезаны методом электроэрозионной обработки (ЭЭО). Из отрезанных сегментов были подготовлены долевые шлифы, на которых проведено исследование азотируемого слоя. Для определения глубины азотированного слоя все шлифы травились в 5% растворе азотной кислоты в воде.

Поверхность шлифов изучалась на металлографическом микроскопе ISOE IB900ML при 100-кратном увеличении.



Рис. 11 Разрез образца

**Результаты исследования**

При проведении исследования был выполнен сравнительный анализ технологических процесса ионного и газового азотирования, описаны полученные результаты на примере трёх образцов различных марок сталей.

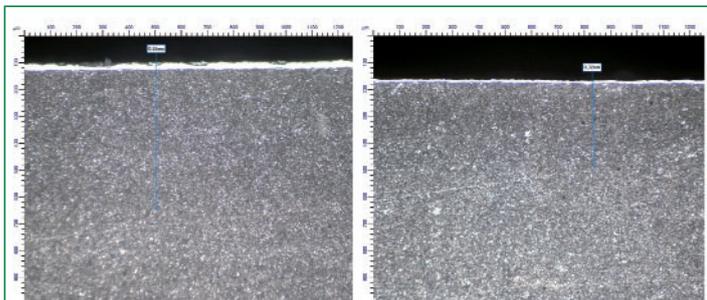


Рис. 12 Микроструктура азотированного слоя стали 40ХН2МА: а) газовое азотирование, h = 0,55 мм; б) ионное азотирование, h = 0,32 мм

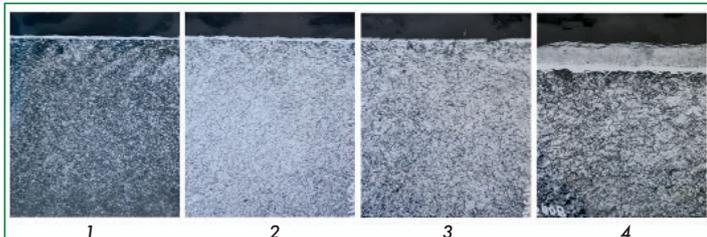


Рис. 13 Шкала допустимых эталонов для стали 40ХН2МА

Допустимая			Недопустимая
1	2	3	4
Азотированный слой характеризуется высокой степенью мелкозернистости. С поверхности незначительный по глубине слой ε-фазы. Нитриды распределены равномерно	Степень дисперсности составляющих структуры слоя уменьшается. Глубина слоя ε-фазы с поверхности увеличивается, переходя в неглубоко залегающие нитридные прожилки	Зернистость азотированного слоя возрастает. Глубина слоя ε-фазы также несколько возрастает. Составляющие структуры частично скоагулированы ближе к сорбитообразному состоянию	Строение слоя крупнозернистое, границы зерен утолщены. Глубина слоя ε-фазы резко увеличивается. По границам зерен с поверхности расположены нитридные прожилки, соединяющиеся с ε-фазой

Микроструктура азотированного слоя соответствует допустимому эталону - 1. При газовом азотировании более выражен слой ε-фазы.

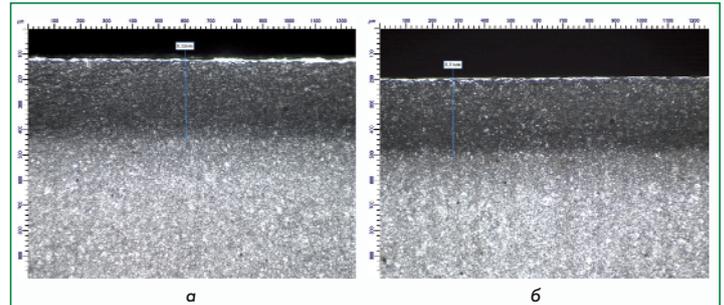


Рис. 14 Микроструктура азотированного слоя стали ЭИ415: а) газовое азотирование, h = 0,32 мм; б) ионное азотирование, h = 0,31 мм

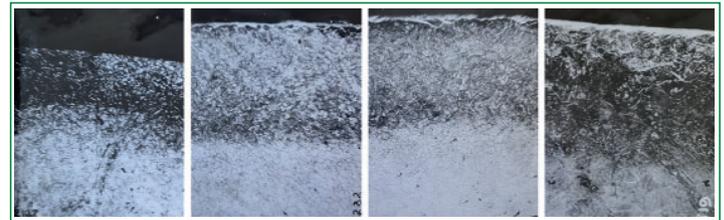


Рис. 15 Шкала допустимых эталонов для стали ЭИ415

Допустимая		Недопустимая	
1	2	3	4
Азотированный слой характеризуется высокой степенью мелкозернистости. С поверхности незначительный по глубине слой ε-фазы. Нитриды распределены равномерно	Степень дисперсности составляющих структуры слоя уменьшается. С поверхности имеется незначительный по глубине слой ε-фазы, переходящий в неглубоко залегающие нитридные прожилки	Зернистость азотированного слоя возрастает. Глубина слоя ε-фазы несколько увеличивается. Толщина нитридных прожилков с поверхности увеличивается	Строение слоя крупнозернистое, границы зерен утолщены. Нитридные прожилки по границам зерен залегают на большую глубину. Глубина слоя ε-фазы возрастает. Концентрация нитридов к поверхности и число нитридных прожилков возрастает. Резко увеличены размеры игл и зернистость структуры

Микроструктура азотированного слоя соответствует допустимому эталону - 2. Ионное азотирование имеет более мелкодисперсную структуру и менее выраженную ε-фазу, чем газовое.

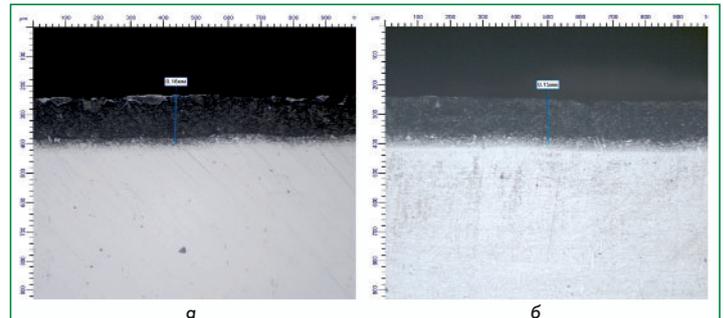


Рис. 16 Микроструктура азотированного слоя стали ЭИ961: а) газовое азотирование, h = 0,16 мм; б) ионное азотирование, h = 0,15 мм

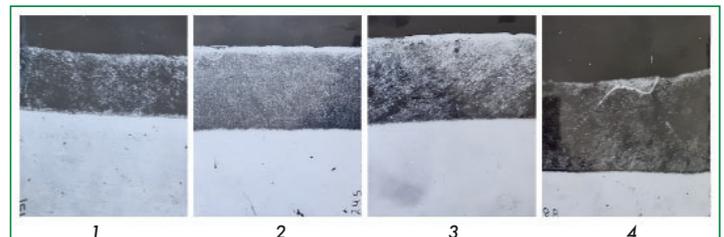


Рис. 17 Шкала допустимых эталонов для стали ЭИ961

Допустимая			Недопустимая
1	2	3	4
Азотируемый слой характеризуется высокой степенью мелкозернистости. Слой ε-фазы с поверхности отсутствует. Нитриды распределены равномерно	Степень дисперсности составляющих структуры слоя уменьшается. С поверхности имеется незначительный по глубине слой ε-фазы, переходящий в неглубоко залегающие нитридные прожилки	Степень дисперсности составляющих структуры еще более уменьшается. По глубине слой ε-фазы несколько возрастает. Толщина и число нитридных прожилок с поверхности увеличивается	Азотируемый слой характеризуется наличием замкнутых утолщенных нитридных прожилок и увеличивается глубина их залегания с поверхности

Микроструктура азотируемого слоя соответствует допустимому эталону - 1. Ионное азотирование имеет более мелкодисперсную структуру и менее выраженную переходную зону, чем газовое.

Твердость азотируемой поверхности измерялась на твердомере Виккерс ИТВ-30-М.

Таблица 3

Характеристики азотируемого слоя

	13X11H2B2MФ (ЭИ961)	20X3MВФА (ЭИ415)	40XН2МА
Поверхностная твердость HV10, кгс (3 замера)	959	875	612
	1017	900	605
	1017	932	657
Требование ПИ 1.2.669-2003	>850 HV	>800 HV	>500 HV
Глубина азотируемого слоя, мм	0,15; 0,16	0,31; 0,32	0,32; 0,55
Требование ПИ 1.2.669-2003	0,11...0,22 мм	0,3...0,55 мм	0,15...0,35 <sup>1</sup> мм
Хрупкость по шкале ВИАМ	I балл, не хрупкий		

<sup>1</sup>глубина слоя по отработанной технологии газового азотирования на предприятии АО "НПП "Аэросила"

**Заключение**

1. Марка материала исследуемых образцов соответствует требованиям нормативной отраслевой документации.

2. Твердость материала сердцевин и азотируемого слоя образцов соответствует требованиям нормативной отраслевой документации.

3. Микроструктура азотируемого слоя и микроструктура сердцевин соответствует допустимым эталонам.

4. Микроструктура сердцевин исследуемых образцов соответствует правильно проведенной термообработке.

В результате проведенного эксперимента подтвердилось, что азотируемый слой, полученный путем ионного азотирования имеет более высокие показатели, удовлетворяющие требованиям нормативной отраслевой документации. Также стоит отметить, что продолжительность ионного азотирования в 1,5...2 раза меньше (~15 ч.), чем газовое азотирование (~25-35 ч.).

Полученные данные показывают, что ионное азотирование применимо не только к стали ЭИ415 (основной азотируемой стали на АО "НПП "Аэросила"), но и к другим маркам сталей ЭИ961 и 40XН2МА, применяемых в авиационном производстве. Азотируемый слой нехрупкий и соответствует 1 баллу шкалы ВИАМ [2]. В процессе ионного азотирования можно получить оптимальные диффузионные слои по структуре и фазовому составу.

Проведенные исследования по ионному азотированию позволяют сделать вывод, что применение данной технологии в условиях производства возможно, а во многих случаях даже экономически выгодно по сравнению с печным газовым азотированием [4].

**Список источников**

1. Силуянова М.В., Горбунов А.А. Анализ особенностей технологического процесса ионного азотирования деталей вспомогательных газотурбинных двигателей. В кн.: Авиация и космонавтика. Тезисы XXI международной конференции. Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2022. С. 108-110.

2. Абраимов Н.В., Елисеев Ю.С. Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов. М.: Интермет Инжиниринг, 2001. 575 с.

3. Ковалев А.П. Разработка технологии комплексного поверхностного упрочнения деталей из титановых сплавов: Дисс. д-ра техн. наук. Москва, 2008. 36 с.

4. Силуянова М.В., Горбунов А.А. Применение технологического процесса ионного азотирования в производстве деталей вспомогательных газотурбинных двигателей. Материалы XXXIII международной научно-практической конференции "Фундаментальная наука и технологии - перспективные разработки" 18-19 декабря 2023 г. Bengaluru, India. С. 127-139.

5. Елисеев Ю.С., Крымов В.В., Нежурин И.П. и др. Под ред. Ю.С. Елисеева. Производство зубчатых колес газотурбинных двигателей: Произв.-практ. Издание. М.: Высш. шк., 2001. 439 с.

Связь с авторами: [gorbunov.alexandr93@mail.ru](mailto:gorbunov.alexandr93@mail.ru)

**ИНФОРМАЦИЯ. ВК-650В для Ансата**

Объединенная двигателестроительная корпорация поставила первые опытные двигатели ВК-650В для начала летно-конструкторских испытаний импортозамещенного вертолета Ансат.

Первые опытные образцы ВК-650В, произведенные на петербургском предприятии ОДК-Климов, успешно прошли предварительные и ресурсные испытания, а сейчас на стендах ЦИАМ им. П.И. Баранова проходят сертификационные испытания. Одновременно ВК-650В готовят к наземным отработкам в составе вертолета Ансат. После успешного завершения испытаний Ансат с новыми двигателями отправится в полет.

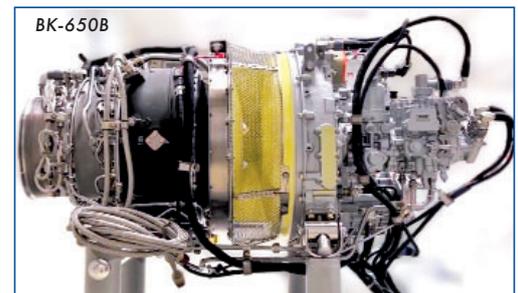
Директор программы ВК-650 ОДК-Климов Евгений Проданов проинформировал: "Специалисты ОДК планомерно ведут опытно-конструкторские работы по двигателю, который так необходим легкой гражданской авиации. В прошлом году предприятие ОДК-Климов успешно завершило инженерные испытания ВК-650В, были достигнуты все необходимые параметры. Сейчас техника го-

товится к началу летно-конструкторских испытаний. До конца 2024 года мы планируем получить сертификат типа и начать серийное производство в следующем году".

Конструкция ВК-650 позволяет создавать модификации для различных летательных аппаратов. Двигатель уже нашел применение в составе гибридной силовой установки - инновационной разработке ОДК-Климов, которая сочетает газотурбинный и электрический двигатели.

ВК-650В - первый российский вертолетный двигатель в классе мощности 650-750 л.с. Силовая установка заменит иностранные двигатели на вертолетах Ансат, Ка-226Т, а также будет использоваться в других перспективных отечественных и зарубежных вертолетах взлетной массой до 4 тонн. По сравнению с зарубежными аналогами ВК-650В будет обладать большей взлетной мощностью и лучшими удельными характеристиками.

Ансат - легкий двухдвигательный многоцелевой вертолет, серийно выпускаемый на



Казанском вертолетном заводе холдинга "Вертолеты России". Конструкция винтокрылой машины позволяет оперативно трансформировать ее как в грузовой, так и в пассажирский вариант. Вертолет обладает самой просторной пассажирской кабиной в своем классе, может перевозить до семи человек. Ансат сертифицирован для использования в температурном диапазоне от -45 до +50 °С, подходит для эксплуатации в высокогорье. Сегодня реализуется программа по импортозамещению иностранных комплектующих на воздушном судне.

# МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РАЗЛИЧНЫХ ГИПОТЕЗ ДЛЯ ОПИСАНИЯ РАБОЧИХ ТЕЛ

Александр Иванович Бажанов, академик МИА

Николай Юрьевич Кочетков, к.т.н., старший преподаватель ФГБОУ ВО "МАИ (НИУ)"

Анатолий Алексеевич Сперанский, вице-президент РИА, DExpert ISCED, академик РИА и МИА

*В настоящей работе рассмотрены гипотезы сплошной подвижной среды. В зависимости от сложности поставленных задач для описания свойств реального газа применяются соответствующие модели для описания процессов. Для холодных газов и умеренных давлений в практической деятельности часто применяют модель идеального газа, базирующуюся на теории молекулярной физики. Применяют для расчетов модель совершенного газа, подчиняющуюся уравнению Клапейрона-Менделеева. Для термодинамического анализа реальных газов и пара используют модель Ван-дер-Ваальса. Для описания реальных рабочих тел при решении практически важных задач учитывают их переносные свойства и сжимаемость. Важным аспектом является учет неравновесности процессов.*

*In this paper, the hypotheses of a continuous moving medium are considered. Depending on the complexity of the tasks set, appropriate models are used to describe the properties of a real gas. For cold gases and moderate pressures, an ideal gas model based on the theory of molecular physics is often used in practice. A perfect gas model obeying the Clapeyron-Mendeleev equation is used for calculations. The Van der Waals model is used for thermodynamic analysis of real gases and steam. To describe real working bodies, when solving practically important tasks, their portable properties and compressibility are taken into account. An important aspect is to take into account the imbalance of processes.*

**Ключевые слова:** реальный газ, идеальный газ, совершенный газ, благородный газ, вязкость, сжимаемость, неравновесность.

**Keywords:** real gas, ideal gas, perfect gas, noble gas, viscosity, compressibility, disequilibrium.

В механике сплошных тел одним из базисных разделов является раздел термогазодинамики, предопределяющий наличие различных рабочих тел, являющихся собственно объектом внимания. Рабочие тела заполняют камеры сгорания ракетных двигателей, полости турбин и насосов, объёмы энергетических установок и так далее. Кроме того, в процессе работы они могут омывать поверхности кораблей, фюзеляжи самолетов, баллистические ракеты, снаряды, торпеды и оружейные пули. Рабочие тела могут в виде струй вырываться из сопел, форсунок, вулканов и прочих рукотворных устройств и природных творений. Вся эта механика сплошных сред разбивается на внутренние, внешние и струйные. И главная проблема, которая остается при решении этих задач - это проблема адекватного математического описания рабочего тела. Понятно, что не стоит описывать разреженный газ, обтекающий ракету на высоте 20 километров тяжелым газом со свойствами гексафторида урана, являющимся тепловыделяющим элементом в газофазном ядерном реакторе. Вся эта проблема выработки соответствующих гипотез для рабочих тел, удовлетворяющих различным научным и техническим потребностям. В процессе такой выработки появляются различные модели рабочих тел. Следует также сказать, что в качестве подвижной среды может выступать как жидкость, так и газ. Причем газ является производной от пара, но только он находится далеко от фазового перехода, например при больших температурах. Вблизи границы фазового перехода часто реализуется двухфазное течение, которое тоже является текучей средой.

Рассмотрим далее различные модели текучих сред.

### Идеальный газ

Теоретическая модель идеального газа, широко применяемая для описания свойств и поведения реальных газов при умеренных давлениях и температурах [1]. В этой модели предполагается, что составляющие газ частицы не взаимодействуют друг с другом, то есть их размеры пренебрежимо малы, поэтому в объеме, занятом идеальным газом, нет взаимных неупругих столкновений частиц. Частицы идеального газа претерпевают столкновения только со стенками сосуда. Второе предположение: между частицами газа нет дальнего действующего взаимодействия, например, электростатического или гравитационного. Дополнительное условие упругих столкновений между молекулами и стенками сосуда в

рамках молекулярно-кинетической теории приводит к термодинамике идеального газа.

Модель широко применяется для решения задач термодинамики газов и аэрогазодинамики. Например, воздух при атмосферном давлении и комнатной температуре с достаточной для практических расчетов точностью хорошо описывается моделью идеального газа. В случае очень больших давлений и температур требуется применение более точных уравнений состояния.

Различают классический идеальный газ (его свойства выводятся из законов классической механики и подчиняются статистике Максвелла-Больцмана), квазиклассический идеальный газ [2] (для которого - в отличие от классического идеального газа - не выполняется закон равномерного распределения энергии по степеням свободы) и квантовый идеальный газ (его свойства определяются законами квантовой механики и описываются статистиками Ферми-Дирака или Бозе-Эйнштейна).

С термодинамической точки зрения различие между классическим и квазиклассическим идеальными газами состоит в следующем. Теплоёмкость классического идеального газа не зависит от температуры и однозначно задана геометрией молекулы газа, которая тем самым определяет вид калорического уравнения состояния газа. Классические идеальные газы с одинаковой геометрией молекул подчиняются одному и тому же калорическому уравнению состояния. Теплоёмкость квазиклассического идеального газа зависит от температуры, причём эта зависимость индивидуальна для каждого газа; соответственно каждый квазиклассический идеальный газ описывается своим собственным калорическим уравнением состояния. При макроскопическом подходе идеальными классическими и квазиклассическими газами называют гипотетические (реально не существующие) газы, подчиняющиеся термическому уравнению состояния Клапейрона (Клапейрона-Менделеева). С другой стороны, если рассматривать данный закон как обобщение экспериментальных данных, то изложение макроскопической теории классического идеального газа требует привлечения только самых элементарных сведений из термодинамики.

Популярность модели "идеальный газ" в учебных курсах термодинамики обусловлена тем обстоятельством, что результаты, получаемые с помощью уравнения Клапейрона, представляются собой не слишком сложные математические выражения и обычно допускают простой аналитический и/или графический анализ по-

ведения входящих в них величин. Квазиклассическое приближение используют для вычисления термодинамических функций газов по их молекулярным данным.

Наиболее наглядное использование гипотезы идеального газа мы наблюдаем в уравнении Л. Эйлера:

$$\rho \frac{d\vec{V}}{dt} = -\text{grad}p,$$

которое также называется идеальным [2].

**Совершенный газ**

В прикладной газовой динамике вместо реального газа часто используется его модель - совершенный газ [3], молекулы которого представляются в виде материальных точек, взаимодействующих только при соударениях. Совершенный газ имеет постоянные теплоемкости  $C_p$  и  $C_v$ , показатель адиабаты  $\kappa = C_p/C_v$  и молекулярную массу  $\mu$ . Он удовлетворяет уравнению состояния Менделеева-Клапейрона, являющимся одним из важных уравнений газовой динамики:

$$P = \rho R_\mu T,$$

где  $R_\mu = C_p - C_v$  - удельная газовая постоянная, [Дж/(кг·К)];

$$R_\mu = R/\mu,$$

где  $R = 8320$  Дж/(моль·К) - универсальная газовая постоянная;

$\mu$  - масса моля газа, кг/моль.

Повышение температуры реального газа, которое часто происходит при его движении вначале интенсифицирует колебательное движение молекул, затем вызывает их диссоциацию и ионизацию. Все это приводит не только к изменению  $C_p$ ,  $C_v$  и  $\kappa$ , но и природы газа - молекулярной массы, газовой постоянной. Исследование движения с учётом изменения свойств реального газа представляет большие математические трудности и является предметом изучения физико-химической газовой динамики.

Использование модели "совершенный газ" обеспечивает достаточную для практики точность расчетов, если температура воздуха не превышает примерно 2500 К. При больших температурах эта модель позволяет выяснить лишь механические особенности этих сложных течений. Такое изучение является лишь первым необходимым шагом в решении общей проблемы. Иллюстрация применения данной гипотезы - уравнение Прандтля-Глауэрта [4]:

$$(1 - M^2) \frac{d^2\phi}{dx^2} + \frac{d^2\phi}{dy^2} + \frac{d^2\phi}{dz^2} = 0.$$

**Уравнение Ван-дер-Ваальса**

Реальный газ сильно отличается от идеального и совершенно. Основным отличием является его поведение внутри фазовой структуры вещества. При исследовании реального газа необходимо учитывать границы перехода вещества из одной фазы в другую. На рис. 1 представлена реальная картина этих переходов.

Уравнение Ван-дер-Ваальса - это уравнение состояния реального газа [5]. Оно не является единственным уравнением, характеризующим состояние газа.

Таких уравнений предложено более семидесяти. Уравнение Ван-дер-Ваальса является наиболее удачным из всех этих уравнений. Оно, в общем, правильно передает зависимость давления от объема для реального газа. В него входят всего три константы, одна из которых является универсальной газовой постоянной  $R$ . В дальнейшем (для упрощения вычислений)

будем рассматривать только один моль газа. Для одного моля идеального газа уравнение Менделеева-Клапейрона, т.е. уравнение состояния идеального газа, записывалось так:

$$PV = RT,$$

где  $P$  - давление газа,  $V$  - объем одного моля газа,  $T$  - абсолютная температура газа. В это уравнение надо внести поправки, учитывающие свойства реального газа.

Первая поправка - это учет собственного объема молекул газа. Хотя собственный объем одной молекулы может показаться ничтожно малой величиной, учитывая огромное число молекул, находящихся в данном объеме газа, нельзя пренебрегать собственным объемом всех молекул. Собственный объем молекул сказывается в том, что молекулы движутся в данном объеме менее свободно, чем, если бы они были точечными. Если рассматривается объем  $V_0$  одного моля газа, то свободное пространство, в котором движутся молекулы, будет меньше, чем  $V$ .

С учетом собственного объема молекулы уравнение состояния запишется так:

$$P(V - b) = RT,$$

где  $b$  - поправка на собственный объем молекул, рассчитанная на 1 моль газа. Теоретические расчеты показывают, что  $b = 4VN_A$ , где  $V'$  - собственный объем одной молекулы газа,  $N_A$  - число Авогадро, т.е. число молекул в одном моле. Поправку  $b$  определяют экспериментально.

Вторая поправка - это учет сил взаимодействия между молекулами реального газа. Молекулы реального газа, находясь на некотором расстоянии друг от друга, взаимно притягиваются. Эти силы притяжения лишь при очень малых расстояниях между молекулами (в момент столкновения) сменяются силами отталкивания. В результате сил притяжения между молекулами газ как бы "сжимается" так, как если бы газ находился под большим давлением  $P'$ , чем от давления  $P$ , которое на него оказывают стенки сосуда. С учетом сил притяжения в общем выражении давление  $P$  надо заменить на  $P' = P + P_i$ . Величина  $P_i$  называется внутренним давлением газа. Действие сил притяжения газа приводит к появлению дополнительного давления на газ, называемого внутренним давлением. По вычислениям Ван-дер-Ваальса, внутреннее давление обратно пропорционально квадрату молярного объема, т.е.:

$$p' = a/V_m^2,$$

где  $a$  - постоянная Ван-дер-Ваальса, характеризующая силы межмолекулярного притяжения,  $V_m$  - молярный объем.

Вводя эти поправки, получим уравнение Ван-дер-Ваальса для моля газа (уравнение состояния реальных газов):

$$(p + a/V_m^2)(V_m - b) = RT.$$

При выводе уравнения Ван-дер-Ваальса сделан целый ряд упрощений, поэтому оно также весьма приближенное, хотя и лучше (особенно для несильно сжатых газов) согласуется с опытом, чем уравнение состояния идеального газа.

Уравнение Ван-дер-Ваальса является алгебраическим уравнением третьей степени [6]. Его график приведен на рис. 2.

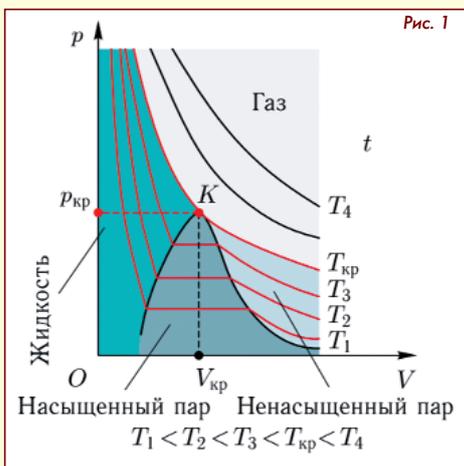


Рис. 1

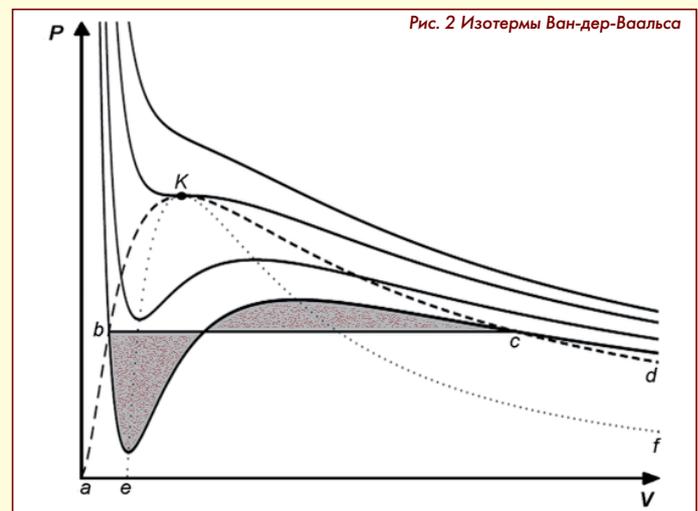


Рис. 2 Изотермы Ван-дер-Ваальса

газовой постоянной  $R$ . В дальнейшем (для упрощения вычислений)

Приближение к реальности с помощью подходов Ван-дер-Ваальса позволяет приближенно описывать термодинамическое состояние двухфазной текучей среды, например жидкости и пара.

**Свойства реального газа**

Свойства реального газа не ограничиваются учетом поправок Ван-дер-Ваальса. Кроме всего прочего термогазодинамические задачи предполагают учет переносных свойств и сжимаемости рабочего тела [7]. В практической гидро-газодинамике эти свойства являются определяющими.

При дозвуковых течениях они существенно влияют на режим течения, теплообмен, появление высокочастотных колебаний в потоке и неустойчивости горения. В сверхзвуковых потоках эти свойства, вязкость и сжимаемость являются главными, определяющими физику течения и ударно-волновые аспекты.

Считается, что наиболее полно эти реальные свойства учитываются в уравнении Навье-Стокса [8]:

$$\rho \frac{d\vec{V}}{dt} = -\text{grad}p + \mu \Delta \vec{V} + \frac{1}{3} \mu \text{grad} \text{div} \vec{V}.$$

Но если подходить к этому вопросу строго, то можно вспомнить, что при выводе этого уравнения было сделано два допущения: первое - это то, что среда ньютоновская, а второе, что негласно была принята гипотеза псевдоотверждения жидкой точки. По-существу поток декларировался как замороженный.

**Газ с химическими реакциями**

Еще одна особенность реального газа - его неравновесность. В настоящее время мало промышленных аппаратов, работающих на холодном рабочем теле и без изменения химического состава. Поэтому весьма актуальным является учёт этого аспекта. Существует крайне ограниченное число методов и программ, позволяющих рассчитывать локальные химические процессы химических преобразований. Эти программы очень громоздки по составу и трудомки по времени счета.

В [9] представлена запись уравнения движения, в котором учитывается свойство неравновесности газа. Оно имеет следующий вид:

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

Вводя функцию [10]:

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

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

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

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

Это уравнение расширяет объём учета реальных свойств газов. Последний член отвечает за неравновесность процессов, происходящих в газе. Очевидно, что если функция  $\psi(\xi) = 0$ , то весь правый член обратится в ноль. При этом течение, очевидно, будет замороженным, а уравнение превратится в уравнение Навье-Стокса. Последнее означает, что уравнение Навье-Стокса справедливо для замороженных течений, когда скорости химических реакций равны нулю, либо, когда газ является нейтральным или благородным. И само уравнение Навье-Стокса тогда справедливо называть благородным.

Если же газ равновесный, то есть скорость реакции бесконечно большая, то функция  $\psi(\xi)$  становится равной единице и уравнение справедливо для полностью прореагировавших газов. В объёме остаются только продукты сгорания, а уравнение движения принимает вид:

$$\frac{d\rho \vec{V}}{d\tau} = \text{div} \Pi - \frac{K+1}{K-1} \rho \text{grad} \ln p.$$



**Перечень источников**

1. В.А. Кириллин, В.В. Сычев, А.Е. Шейндлин. Техническая термодинамика. М.: Энергоатомиздат, 1983.
2. У.Г. Пирумов, Г.С. Росляков. Течения газа в соплах. М.: Изд. Московского университета, 1978.
3. Г.Г. Черный. Газовая динамика. М.: Наука, 1988.
4. У.Р. Сирс и др. Общая теория аэродинамики больших скоростей. М.: Военное издательство МО СССР, 1962.
5. А.Н. Матвеев. Молекулярная физика. М.: Высшая школа, 1981.
6. В.С. Жуковский. Техническая термодинамика. Ленинград, Москва: Государственное издательство технико-технической литературы, 1940.
7. Л.Г. Лойцянский. Механика жидкости и газа. М.: Дрофа, 2003.
8. Дж. Серрин. Математические основы классической механики жидкости. М.: Изд. Иностранной литературы, 1963.
9. Ю.М. Кочетков, О.А. Подымова, Н.Ю. Кочетков. Инженерный метод расчета химически неравновесных процессов // Вестник машиностроения. 2022. № 6.
10. Кочетков Ю.М. Турбулентность. Закон пси от кси // Двигатель. 2017. № 2.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com



http://phys.nsu.ru/vestnik/catalogue/2007/01/Vestnik\_NSU\_072V1\_p3\_p5.pdf

**ИНФОРМАЦИЯ. Цифровой двойник АИ-222-25**

Объединённая двигателестроительная корпорация завершила разработку цифрового двойника авиационного двигателя АИ-222-25 учебного самолета Як-130.

Создание цифрового двойника велось в несколько этапов. Первоначально были оцифрованы тысячи деталей, из которых состоит серийный двигатель АИ-222-25. Затем разработчики создали отдельные элементы цифрового двойника модернизированного варианта АИ-222-25, над которым сейчас идут работы. Были построены и уточнены газодинамические модели узлов, разработана структура и определены форматы

передачи данных от одной модели к другой. Конструкторы также разработали комплексные компьютерные модели газогенератора модернизированного двигателя - термомеханическую, гидравлическую и газодинамическую. Создали и внедрили автоматизированные расчетные цепочки. С их помощью проводится цифровое моделирование и анализ работы всех узлов для отслеживания технических параметров при внесении изменений в конструкцию двигателя.

Созданный на московском предприятии "Салют" цифровой двойник предназначен для разработки конструкторских решений



при модернизации АИ-222-25 и для создания его модификации.



# ЭКОНОМИЧЕСКИЕ И ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ПРОИЗВОДСТВА АЛЮМИНИЯ И ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ

**Олег Владимирович Анисимов**, к.т.н., помощник генерального директора по науке АО "СЕФКО"  
**Александр Иванович Бажанов**, генеральный директор ООО "Рэм-вибро", академик МИА  
**Владислав Владимирович Фурсенко**, член совета директоров АО "СЕФКО"

Известно, что алюминий самый распространенный металл на Земле и в силу этого его производство является важнейшей и даже цивилизационной задачей нашей планеты. Изначальная проблема состоит в том, что он не существует в природе Земли в чистом виде, а существует только связанном виде и получать условно чистый алюминий (первичный алюминий) научились более 100 лет назад химическим и электролитическим способами. В результате технологической эволюции на ведущую позицию вышел способ электролитического разложения оксида алюминия, получаемого из природных бокситов и других пород с содержащим оксида алюминия, называемого глиноземом. Получение глинозема из содержащих пород получило большое распространение и стало важнейшей составной частью алюминиевой промышленности.

Изобретенный французом Полем-Луи-Туссенем Эру и американцем Чарльзом Мартином Холлом способ электролитического разложения глинозема, предварительно полученного из боксита, получил признание и промышленное освоение. Очарование фактом получения "чистого" алюминия было столь велико, что до сих пор этот способ практически везде одинаков. Суть его в том, что в расплаве солей фтора растворяется глинозем, и производится электролиз расплава путем подведения постоянного напряжения к погруженным в расплав электродам: положительного - к аноду и отрицательного - к катоду. В ходе электролитической реакции положительно заряженные ионы алюминия оседают на отрицательно заряженном катоде (катионы), а отрицательно заряженные ионы кислорода оседают на положительно заряженном аноде (анионы) и вступают в процесс окисления угольного анода, добавляя при окислении углерода энергию в общий баланс электролизера. За прошедший век практически менялись только конструктивные оформления одного и того же технологического процесса, и этот не меняемый процесс имел одни и те же пороки, которые считались не устранимыми, а посему и не требовавшие напряжения мысли: во-первых, огромный расход электроэнергии и, во-вторых, сгорание угольных анодов отравляло атмосферу выбросами CO и CO<sub>2</sub> и требовало их постоянного производства, что само по себе не являлось экологически чистым и дополнительно наносило вред окружающей среде. Нельзя не упомянуть о наличии в технологическом процессе такого этапа, как очистка газообразным хлором первичного алюминия от попавших в него металлических примесей. Соединения хлора после данного технологического процесса также попадают в атмосферу и для здоровья человека ничего полезного не несут.

Ещё более значительный вред приносят отвалы вокруг алюминиевых заводов, в которых находятся отработанные материалы и отработавшие футеровки электролитических ванн - вредные и просто ядовитые. Благодаря накопительному эффекту эти отвалы за годы безответственной эксплуатации превратились в зоны техногенного бедствия, заражая почву, грунтовые воды и воздух, благодаря чему территории вокруг расположения алюминиевых заводов стали практически не пригодными для здоровой жизни человека.

Что касается самих электролитических ванн, следует отметить их неправильное конструктивное исполнение, приводящее к снижению электролитического процесса по отношению к максимальной возможной эффективности из-за рекомбинации ионов в результате столкновений анионов и катионов. Причина этого кроется в изначально не правильном выборе взаимного направления электролитических сил в ванне и гравитационных сил.

По существующей технологии под действием гравитационных сил после электролитического разложения оксида алюминия (глинозема) алюминий стекает вниз, а кислород поднимается вверх. При этом и электродинамические силы действуют в том же векторном направлении, т.е. от анода (сверху) к катоду (вниз). Это считалось и считается правильным, несмотря на сложность обеспечения неизменности такого важного технологического и конструктивного элемента как межэлектродное расстояние (МЭР), которое в процессе электролитического процесса постоянно меняется, что существенно усложняет работу оператора и требует установки сложной автоматики.

Правильным было бы вертикальное расположение анодных и катодных электродов, при котором электродинамические силы притягивают соответствующие ионы к своим электродам и препятствуют их сближению. Кстати, в патенте Холла указаны именно вертикально ориентированные электроды, при которых МЭР постоянно.

Другой ошибкой, общепринятой и вытекающей из логики применения прямоугольных угольных блоков и технических возможностей тех времен, является прямоугольная форма промышленных электролитических ванн, у которых имеется четыре зоны, где действуют угловые эффекты. А, как известно, наиболее желательной формой ёмкостей для смешивания и достижения максимальной гомогенности смеси (растворения) является цилиндрическая форма. К тому же, такая форма является оптимальной и для современных нейтральных биполярных коаксиальных электродов с постоянным МЭР, равным 20...100 мм. МЭР задается при проектировании в зависимости от мощности источника электроэнергии, планируемого к применению. Изобретение российским инженером Д.О. Анисимовым биполярного коаксиального электрода (патент РФ № 223733 - "Биполярный электрод", рис. 1) открывает новые технологические возможности в производстве алюминия.

Попытки решить главную проблему технологии получения первичного алюминия путем замены сгорающих угольных анодных блоков на нейтральные и малорасходуемые ведутся давно, и только сегодня эта идея реализована канадской алюминиевой компанией, объявившей о

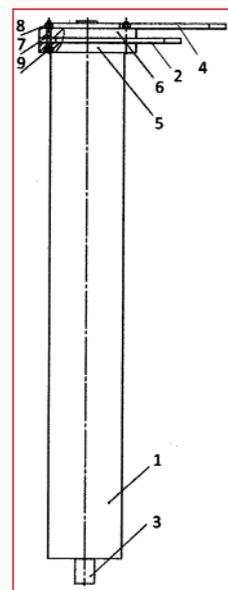


Рис. 1 Схема биполярного электрода из патента

создании новой "зеленой" технологии. Почему только сейчас (и то на отдельных заводах) делаются первые шаги? Причина этой "нерешительности" в том, что сама по себе замена угольных анодов на нейтральные приводит к увеличению расхода электроэнергии для компенсации недостающего тепла, которое в традиционной технологии выделяли угольные аноды при электролизе. Формула энергетического баланса современного промышленного электролизера схематично выглядит следующим образом:

$$W_c + W_f = W_z + W_p + W_n + W_m,$$

где,  $W_c$  - суммарная энергия, подводимая к электролизеру;

$W_f$  - энергия, выделяющаяся при сгорании угольных анодов;

$W_z$  - энергия, идущая, собственно, на электролитический процесс;

$W_p$  - энергия идущая на расплавление и поддержание электролита в жидком виде в электролизной ванне в течение всего производственного процесса;

$W_n$  - энергия, теряемая при технологических добавках очередных порций глинозема в расплав с периодичностью примерно 30 мин.;

$W_m$  - энергия, теряемая при сливе расплава алюминия из электролизера.

Из приведенного уравнения явствует, что отсутствие  $W_f$  требует на эту величину поднять энергию  $W_c$ , а это существенное увеличение расхода электроэнергии, что и является истинной причиной торможения внедрения новой технологии.

В общепринятой технологии существует проблема баланса электролизера, суть которой в необходимости совместить величину постоянно изменяющегося электросопротивления (резистора), образованного объемом электропроводного электролита между анодом и катодом электролизера с поддержанием температуры расплава под действием выделяющегося на резисторе тепла по закону Джоуля, соотношения напряжения и силы тока на меняющемся резисторе по закону Ома, и при этом получить максимальную производительность по закону Фарадея. Поддержание баланса при изменениях МЭР и электропроводности электролита является не простой задачей для автоматики и операторов, а ошибки при обеспечении баланса приводят к сбоям производственного процесса и возникновению разных нарушений технологии, в т.ч., например, "анодного эффекта".

Значительно проще эти задачи решаются в новых технологических процессах путём выделения электролизного процесса из тепловых процессов при постоянном МЭР, что обеспечивает стабильность как тепловых, так и электролитических процессов. При этом облегчается процесс управления электролизером, позволяет упростить и, соответственно, удешевить аппаратуру управления.

Разделение процессов создания расплава электролита и собственно процесса электролиза в расплаве раствора глинозема в криолите позволяет сэкономить около 43 % электроэнергии, заменив в процессе получения расплава электролита, необходимого для процесса электролиза, электроэнергию на любое органическое топливо, например, на промышленный газ, солянку, горючий газ и т.д.

Теперь энергетическую формулу производственного процесса можно записать в следующем виде:

$W_z = W_z$  - электроэнергия, идущая исключительно на электролитический процесс;

$$W_f = W_n + W_d + W_m,$$

где  $W_f$  - энергия горения органического топлива, расходуемого в течение всего электролитического процесса;

$W_n$  - энергия горения органического топлива, расходуемая на расплавление электролита и поддержания в жидком виде в течение всего электролитического процесса.

$W_d$  - энергия горения органического топлива, расходуемого на компенсацию потерь тепла на расплавление подаваемых (с цикличностью примерно 30 мин.) в расплав электролита порций глинозема для поддержания заданного количества растворенного в электролите глинозема.

$W_m$  - потери тепла при технологическом сливе полученного

первичного алюминия из электролизной ванны через шибберные затворы или при заборе вакуумным ковшом.

Основной и главной предпосылкой к созданию действительно новой технологии явилось изобретение русским инженером нейтрального, биполярного, коаксиального электрода с постоянным МЭР (электрод Анисимова), применение которого способно решить все задачи, стоящие перед новой технологией. Из этого определения нового электрода следует, что основным его отличительным конструктивным решением является коаксиальное расположение цилиндрических электродов анода и катода. При этом межэлектродное расстояние (МЭР) задано конструктивно и находится в пределах от 2 до 10 см. Преимущество цилиндрических электродов очевидно по сравнению с угольными прямоугольными блоками, у которых рабочая поверхность равна постоянно меняющейся площади поверхности нижней погруженной части анода по мере его "выгорания". В то же время у цилиндра необходимая площадь задаётся конструктором исходя из диаметра цилиндра и его длины. А постоянство межэлектродного расстояния в биполярном электроде вытекает из коаксиального расположения составляющих его электродов.

Дальнейшим развитием идеи, лежащей в основе нейтрального, биполярного, коаксиального электрода с постоянным МЭР, стало создание новой электролизной ванны (рис. 2) которая представляет собой газозлектрический электролизер, который включает в себя:

- ванну 3 в виде вертикально ориентированного металлического стаканообразной формы элемента с донной частью 2, при этом дно может быть выполнено плоским прямым в горизонтальном направлении или наклонным в сторону места слива первичного алюминия. Ванна изолирована от внешней среды наружной футеровкой 4;

- узел нагрева ванны, выполненный в виде блока газовых горелок 1, расположенных под стенкой донной части ванны и работающих на природном газе или дизельном топливе;

- сливной патрубком 12 с шибберным затвором 13, размещенный в стенке у дна донной части ванны для слива первичного алюминия;

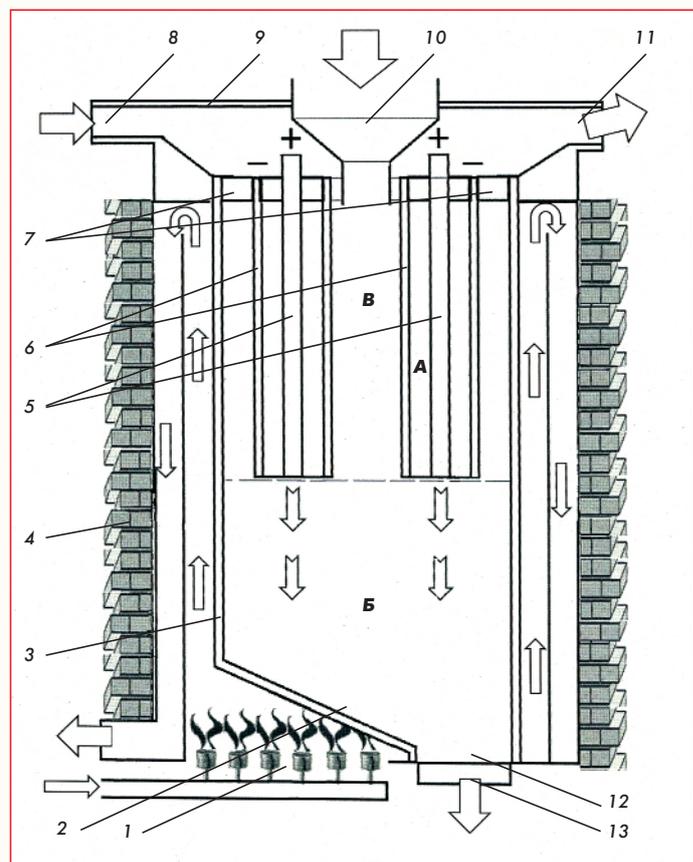


Рис. 2 Электролизная ванна с биполярными электродами и внешними горелками

- биполярные коаксиальные малорасходуемые (нейтральные к расплаву) электроды, расположенные в полости ванны под крышкой 7 и состоящий из трубчатой формы катода 6, внутри которого на изоляторе коаксиально закреплен трубчатой формы анод 5, между которыми межэлектродное расстояние выполнено неизменным и постоянным по окружности и по высоте электрода;

- электроды в ванне вывешены в общей горизонтальной плоскости над поверхностью дна для формирования под ними полости (объёма) А для приема стекающего с катода первичного алюминия;

- крышки 9 для закрепления на верхней части ванны, выполненной с приемным бункером 10 для засыпки сырья и подачи этого сырья в полость между анодом и катодом биполярного электрода, впускным патрубком 8, предназначенным для подачи воздуха (азота) для продувки подкрышечного объёма и выпускным патрубком 11, предназначенным для вывода образующегося при электролизе на аноде газового продукта (кислорода) из полости ванны;

Выполнение ванны закрывающейся крышкой 9 позволяет обеспечить высокую ремонтпригодность ванны в случае необходимости её профилактики. Крышка может быть модернизирована в части организации потоков подачи сырья и вывода газообразной смеси и не подвергается высокотемпературным воздействиям в той мере, которой подвержена сама ванна. При снятии крышки становится возможным доступ к электродам для ремонта или замены, а также для обеспечения традиционного забора полученного алюминия вакуумным ковшом.

Ванна может быть выполнена стальной (из нейтрального к электролиту материала), что серьезно удешевляет стоимость электролизера по сравнению с такими же установками, имеющими, например ванну из специальных инертных сплавов. Дело в том, что применение специальных сплавов, конечно, увеличивает срок службы электролизера и не требует использования внутренней футеровки, но это не означает, что процесс коррозии и разрушения стенки ванны отсутствует. В рамках настоящей модели "электролизной ванны Анисимова" рассматривается биполярный электрод, катод которого в виде трубчатого цилиндра введен в полость ванны с контактом к боковой стенке ванны. Как вариант, между катодом и боковой стенкой ванны может быть организован слой футеровки для снижения процесса разрушения ванны от коррозии и последствий химических процессов. Особенностью футеровки данного электролизера может быть подкалиберная сменная цилиндрическая вставка между стенкой ванны и массой расплава для снятия накопительного эффекта футеровки. Рабочий объём ванны разделён на три зоны: зона А - зона протекания активного электролитического процесса; зона Б - зона накопления получаемого первичного алюминия; зона В - зона, заполняемая вытесненным из зоны Б электролитом в ходе технологического цикла.

Порционная подача глинозема в расплав электролита для поддержания технологического соотношения может подаваться не только в межэлектродное пространство, но и в другие места ванны.

Полученный в результате электролитического разложения кислород удаляется через отвод 11.

Инертный анод работает в значительно более сложных по сравнению с катодом условиях, обусловленных выделением кислорода, обладающего высокой коррозионной активностью. На самом деле полностью инертных материалов не существует, но некоторые материалы могут расходоваться с замедленной скоростью, и количество примесей, получаемых из-за растворения инертных анодов, может быть приемлемо для промышленного производства алюминия.

Лучшими анодами являются аноды из платины или её сплавов, но стоимость их высока. Помимо платины в качестве анодов используют металлы IV и V групп периодической системы элементов Д.И. Менделеева и их сплавы. Из-за образования на поверхности анода оксидного слоя, имеющего полупроводниковые свойства, указанные металлы переходят в пассивное состояние. В качестве анода активно работает поверхностная оксидная пленка, роль металла сводится к подводу тока. Оксидные слои, формирующиеся на металлах платиновой группы, проводят ток и служат активным пок-

рытием анода. В некоторых средах в качестве анода можно использовать никель, свинец и оксиды рутения, свинца и марганца. Из выпускаемых в России сплавов удовлетворительные результаты показал медно-никелевый сплав МНМц43-05, т.к. образующийся при окислении атомарным кислородом феррит никеля является электропроводным материалом, малорастворимым в расплаве электролита.

Возможно использование составных анодов, представляющих собой композицию, состоящую из пассивирующего металла, который наносит на активный слой, работающий в качестве анода. Хорошим материалом для анодной основы является титан, имеющий высокую коррозионную стойкость и подвергающийся механической обработке. На титановую подложку наносят активную массу, которая выступает в роли анода. На свободной поверхности титана создается запорный пассивный слой, предотвращающий растворение.

Применённые в электролизере горелки 1 обеспечивают высокую степень нагрева за короткий промежуток времени и являются экономически дешёвыми и поэтому рентабельными. Отсутствует необходимость разогрева боковой стенки ванны, достаточно разогреть дно корпуса и тепло передастся по всему объёму ванны шихте. При такой схеме разогрева температура в шихте достигает оптимального значения (950 °С) за два часа.

И в заключение необходимо отметить, что новая технология, в отличие от существующей повсеместно применяемой технологии способна решить следующие проблемы экономического и экологического плана:

- Кардинально уменьшить расход электроэнергии.
  - Полностью исключить вред окружающей среде.
  - Улучшить качество производимого первичного алюминия.
  - Упростить и удешевить технологическое обеспечение производственного процесса.
  - Упростить алгоритм электролизного производственного процесса.
  - Устранить многодневные простои производственного оборудования при замене внутренней футеровки электролизных ванн.
  - Исключить надобность в угольных анодных блоках, а равно угольной основе катодной части электролизных ванн.
  - Исключить необходимость внутри цеховой транспортировки больших масс жидкого алюминия заменив транспортировку на прямой слив жидкого алюминия из производственного электролизера через шиберные затворы по назначению.
  - Устранить накопительные эффекты применяемых футеровок, сделав её нейтральной и быстроразъемной.
- Предлагаемая технология была успешно опробована на экспериментальной полупромышленной установке (рис. 3).

Перечень источников:

1. О.В. Анисимов, А.И. Бажанов, В.В. Фурсенко. О попытках модернизации способа Эру- Холла. // Двигатель. 2022. № 4-6. С 49-51.
2. Патент РФ № RU223733U1 от 2023-11-13. Биполярный электрод.
3. Патент РФ RU220188U1 от 2023-08-31. Газоэлектрическая электролизная ванна для получения алюминия из глинозема.



Рис. 3 Отработка технологии на экспериментальной установке

# МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

## КРИТЕРИЙ ВЧ-УСТОЙЧИВОСТИ КРОККО

### ДЛЯ ОПИСАНИЯ КОЛЕБАНИЙ СПЛОШНОЙ СРЕДЫ

Александр Иванович Бажанов, академик МИА

Николай Юрьевич Кочетков, к.т.н., старший преподаватель ФГБОУ ВО "МАИ (НИУ)"

Анатолий Алексеевич Сперанский, президент ИААБ, DExpert ISCED

*В настоящей работе рассмотрены основные положения постановки задачи механики сплошных сред о ВЧ-неустойчивости. Описаны кратко основные параметры рассматриваемой дисциплины. Проанализирован наиболее популярный критерий устойчивости – критерий Крокко, позволяющий определить коэффициент усиления динамического звена процесса горения. Получено новое представление этого критерия, позволяющее более динамично анализировать переход к неустойчивой фазе.*

*In this paper, the main provisions of the formulation of the problem of continuum mechanics on HF instability are considered. The main parameters of the discipline under consideration are briefly described. Gorenje analyzes the most popular stability criterion – the Crocco criterion, which allows to determine the gain factor of the dynamic link of the combustion process. A new representation of this criterion has been obtained, which allows a more dynamic analysis of the transition to an unstable phase.*

**Ключевые слова:** механика сплошных сред, ВЧ-устойчивость, критерий усиления Крокко, границы устойчивости.  
**Keywords:** continuum mechanics, HF stability, Crocco gain criterion, stability limits.

Одной из самых актуальных и трудных проблем механики сплошных сред является проблема ВЧ-устойчивости ЖРД. В настоящее время отсутствуют адекватные методы прогноза этого уникального явления, а методы борьбы с ним начинаются после того, как начал "частить" неправильно спроектированный и уже изготовленный из "железа" двигатель. Существующие методы расчета прогнозных параметров ВЧ имеют существенную ущербность как в постановке, так и в их реализации. Отсутствие в этих методах вязкости и сжимаемости не только не дают возможности правильных предсказаний, но они не предусмотрены для правильной постановки задачи. Другими словами, не существует на сегодняшний день таких критериев, по которым можно судить о возникновении ВЧ.

Более того, многие понятия этой темы так и не объяснены: что это такое и как это влияет на процесс?

1. Такие понятия как автоколебания [1] путают с понятием резонанса. Первое, это равенство диссипативных и дисперсных сил, а второе - это равенство частот собственных и вынужденных.

2. Неправильно трактуются понятия мягкое и жесткое возбуждение. Считается, что тип возбуждения может привести к началу неустойчивости. Это принципиально не так. Устойчивой системе, а именно колебательному контуру в виде продуктов сгорания внутри камеры, все равно как на неё будет воздействовать внешнее усилие. Она (устойчивая система) действительно может начать колебаться, но эти колебания затухнут, и система не достигнет автоколебательных движений. А вот если система неустойчива, то достаточно даже малых воздействий, чтобы привести её в состояние автоколебаний. Тогда и нет различий, как она будет приведена в состояние неустойчивости, "мягко", с малыми градиентами, или "жестко" - с большими.

3. Существующий критерий Релея, полученный им после анализа опытов Рийке и Босша-Рисса, достаточно расплывчатый и в практических расчётах не удобен, хотя хорошо отражает основные физические процессы. Этот критерий практически не используется в методиках.

Таким образом, можно констатировать, что, к сожалению, в настоящее время российская наука (да и мировая тоже) в этой области находится на периферии своего развития. Прямым текстом это означает, что в настоящее время нет достоверных методов анализа, позволяющих прогнозировать данное явление на стадии проектирования и нет методов для проведения качественной экспертизы для, хотя бы, оценки выявления причин уже возникшей неустойчивости и разработки рекомендаций по её устранению. Многие исследователи, не добившись получения точных решений

задачи возникновения неустойчивости, и не объяснив до конца её точный физический смысл, проводят построение эмпирических критериев, базирующихся на эвристических подходах с использованием сугубо линейных приближений. Ярким примером такого приближения является "n"-критерий, предложенный Луиджи Крокко. Попробуем, используя новые результаты в этой области, не спеша разобраться с этим оригинальным подходом. Прежде, чем перейти к анализу критерия, рассмотрим кратко постановку задачи, выпишем основные характеристики и дадим несколько определений.

#### Постановка задачи прогноза ВЧ в ЖРД

Прежде всего, о ВЧ-неустойчивости следует говорить применительно только к ЖРД. В РДТТ неустойчивости быть не может в силу переменности свободного объёма по времени (не устанавливается газодинамическая структура) и в силу невозможности формирования автоколебаний (см. теоремы турбулентности [2]). Очень серьезной ошибкой является понятие "линейная неустойчивость". В работе [3] дается точное определение понятия автоколебания. "Автоколебания - это незатухающие колебания, поддерживаемые внешними источниками энергии в нелинейной диссипативной системе, вид и свойства которых определяются самой системой и не зависят от начальных условий.

В линейной системе автоколебаний быть не может, даже если в ней имеет место отрицательное затухание.

Для автоколебаний связь между источником энергии и колебательным элементом должна быть нелинейной".

Вернемся к постановке задачи о ВЧ-неустойчивости. Она основывается на решении уравнений Навье-Стокса в полной постановке. Но! Не напрямую, так как эта задача на сегодняшний день неподъемная. Она решается с помощью предварительных векторных преобразований [4].

Уравнение [5]:

$$\frac{dv}{d\tau} = -\frac{1}{\rho} \text{grad}P + v\Delta v + \frac{v}{3} \text{grad} \text{div}$$

преобразуется в главное уравнение вязко-упругого колебательного звена; в процессе преобразований используются уравнения сохранения массы и энергии. Конкретно для каждой фиксированной точки это уравнение записывается по типу [6]:

$$\frac{d^2\tilde{P}}{d\tau^2} + 4\frac{v}{R^2} \frac{d\tilde{P}}{d\tau} + 4\frac{v}{R^2} \text{км}^2 \frac{d\ln \frac{R}{\omega}}{d\tau} P = 4\mu\omega^2 \frac{v}{R^2} \text{км}^2 \frac{d\ln \frac{R}{\omega}}{d\tau}$$

Вводя безразмерные критерии, получаем:

$$\frac{d^2 \tilde{P}}{d\tau^2} + 8\pi Ve \frac{d\tilde{P}}{d\tau} + 8\pi Ve \cdot Me \cdot P = 8\pi R\mu \frac{\omega}{\omega_0} \frac{d}{d\tau} \frac{\omega}{R}$$

Слева от равенства величина  $P$  - давление в колебательном контуре,  $\omega$  и  $\omega_0$  - угловая скорость вихря и собственная частота. Справа сосредоточена в преобразованном виде внешняя энергия, поступающая из зоны горения.

После решения характеристического уравнения получаем единственное условие возникновения колебаний:

$$\frac{Me}{Ve} > 2\pi, \text{ где } Ve = \frac{v}{R^2 \omega_0} \text{ и } Me = \kappa m^2 \frac{d \ln \frac{R}{\omega}}{d\tau}$$

Критерий  $Ve$  характеризует диссипацию,  $Me$  - упругость.

Более информативным при расчетах является объединённый критерий:

$$\Phi Z = \frac{\kappa v^3}{v \alpha^2} \frac{d \frac{v}{\text{rot}^2 v}}{d\tau} > \frac{1}{4},$$

определяющий области неустойчивости и который также подтверждает идею критерия Рейлея.

Таким образом, для решения устойчивости требуется решение уравнения для главного колебательного звена при начальных условиях. Этими условиями могут быть условия мягкого или жесткого возбуждения:

$$P_{\tau=0} = P_0 \text{ или } \left( \frac{dP}{d\tau} \right)_{\tau=0} = \alpha.$$

Для расчета критериев требуется газовое поле  $v(x, y, z)$ . Оно рассчитывается с помощью уравнения [7]:

$$\text{rot} \vec{v} = \pm \sqrt{M^2(1 - M^2)} \frac{1}{\mu} \vec{v} \text{ grad} p$$

при граничных условиях прилипания и сопровождения [8]:

$$\vec{v}_w = 0 \text{ и } \vec{v}_{\text{осн}}/dy = 0.$$

Первое и второе уравнения с соответствующими начальными граничными условиями являются математической постановкой задачи о ВЧ-устойчивости.

### О механизме неустойчивости

Вопрос о механизме неустойчивости (или устойчивости - это одно и то же) в литературе изложен весьма примитивно. Да, понятно, что это переход от условий равновесия к колебаниям вязко-упругой среды (продуктов сгорания в РД) внутри камеры сгорания. Если конструкция спроектирована правильно с точки зрения ВЧ, то работать она будет устойчиво. Если нет (неправильно), то возникнут автоколебания, такие незатухающие колебания, при которых устанавливается баланс диссипативных и дисперсных сил [9]. Другими словами, будут выполнены необходимые и достаточные условия [9].

В литературе [10] перечислены двадцать причин и условий возникновения неустойчивости в ЖРД:

1. критерий Рэлея;
2. модель одного времени запаздывания воспламенения смеси;
3. модель двух времен запаздывания воспламенения смеси;
4. модель переменного времени запаздывания;
5. неравномерная подача горючего;
6. неравномерная подача окислителя;
7. влияние системы сервоуправления в системе подачи компонентов топливной смеси;
8. зависимость скорости горения от подачи;
9. вихреобразование перед зоной горения;
10. вихреобразование в зоне горения;
11. волновое движение в топливных магистралях;
12. колебания состава смеси;
13. колебания качества распыления смеси;

14. испарение капель топлива;
15. зависимость скорости нормального распространения пламени от условий в камере сгорания;
16. наличие поджигающего источника;
17. неустойчивость фронта пламени по Ландау;
18. модель "черного ящика";
19. распыление и смешение струй;
20. изменение скорости химических реакций при колебаниях давления и температуры.

Можно назвать еще 66 подобных причин и все это говорит о том, что в соответствии с этими работами (в [10] дан их обзор) получается, что каждая неудача по причине ВЧ - оригинальна и ничего невозможно предсказать. Но не следует огорчаться. Все эти "причины" так или иначе формируют турбулентное газовое поле и нужно найти лишь соотношение между параметрами этого поля и объединить их в критерий:

$$\Phi Z > 1/4.$$

Вот - этот критерий и есть та единственная причина, которая может привести к неустойчивости. Но для этого нужно правильно посчитать турбулентное газовое поле, чего на сегодняшний день не может, к сожалению, ни одна программа.

### Параметры неустойчивости. Собственная частота

Из уравнения главного колебательного звена следует, что в случае возникновения автоколебаний, это уравнение будет записано в виде, похожем на уравнение для линейного осциллятора:

$$\frac{d^2 \tilde{P}}{d\tau^2} + 4v \frac{\kappa m^2}{R^2} \frac{d \ln \frac{R}{\omega}}{d\tau} \tilde{P} = 0.$$

Это уравнение, а также его решение в виде синуса, есть амплитудно-фазово-частотная характеристика автоколебательной системы (АФЧХ). При этом коэффициент перед давлением  $P$  есть квадрат частоты собственных колебаний системы:

$$\omega_0^2 = 4v \frac{\kappa v^3}{\alpha^2 R^4} \frac{d}{d\tau} \frac{V}{\omega^2}.$$

Из последней формулы следует, что эта частота напрямую связана с угловой скоростью вихревого течения.

Используя достаточное условие  $\omega = 0$  и, вынося  $\omega^2$  за знак дифференциала, преобразуем формулу до следующего выражения:

$$\left( \frac{\omega_0}{\omega} \right) = \frac{4\kappa v}{\alpha^2} \frac{d \ln V}{d\tau}.$$

Теперь наглядно видна зависимость  $\omega_0$  от  $\omega$ , причем в качестве коэффициентов перед угловой скоростью стоят параметры вязкости  $v$  и сжимаемости  $\alpha^2$  среды.

Интерпретировать этот результат можно таким образом, что пространственная циклика в виде угловой скорости вихря при определенных условиях переходит во временную  $\omega_0$ , а природа собственных колебаний среды зависит строго от турбулентных конфигураций.

Далее. Известно, что решением дифференциального гармонического уравнения является синус. Именно синус - единственная функция, которая может описывать колебательный процесс. Никакие функции Бесселя, Лежандра, Лагерра, Чебышева, Гаусса, Эрмита и другие специальные функции [11], не могут описать колебательный процесс. У всех этих функций всегда будет переменный период, переменная (плавающая) частота. Часто в литературе делается ошибка. Функцию Бесселя разлагают в ряд по синусам и берут первый член. Тем самым искусственно вводят в обиход постоянный период. Это неверно, но при помощи такой манипуляции определяют такие понятия как продольная, тангенциальная и радиальная моды колебаний. Необходимо заметить, что все эти моды являются проекциями вектора собственных колебаний.

**Декремент затухания и частота вынуждающей силы**

Уравнение главного колебательного звена, записанное без правой части, описывает затухающий колебательный процесс. Это - свободные колебания [12]. Они могут быть описаны следующим уравнением:

$$\frac{d^2\tilde{P}}{d\tau^2} + 8\pi Ve \frac{d\tilde{P}}{d\tau} + 8\pi Ve \cdot Me \cdot P = 0$$

или

$$\frac{d^2\tilde{P}}{d\tau^2} + 4 \frac{v}{R^2} \frac{d\tilde{P}}{d\tau} + 4 \frac{v}{R^2} \text{ км}^2 \frac{d \ln \frac{R}{\omega}}{d\tau} \tilde{P} = 0.$$

Тогда, вводя принятые в литературе обозначения, запишем:

$$\frac{d^2\tilde{P}}{d\tau^2} + 2\delta \frac{d\tilde{P}}{d\tau} + \omega_0^2 \tilde{P} = 0.$$

Решением такого уравнения может быть:

$$\tilde{P} = \tilde{P}_{\max} e^{-\delta\tau} \cdot \sin(\omega_0\tau + \varphi_0).$$

Здесь коэффициент над экспонентой характеризует затухание колебательного процесса. Это мера уменьшения амплитуды колебаний за период  $T$ . Называется этот коэффициент логарифмическим декрементом затухания и равен:

$$\delta T = \ln \frac{\tilde{P}(\tau)}{\tilde{P}(\tau + T)}.$$

Исходя из главного уравнения колебательного звена, получим:

$$\delta = 2 \frac{v}{R^2} \quad \text{или} \quad \delta T = 2 \frac{v}{R^2} T.$$

Так как  $T = 2\pi/\omega_0$  имеем:

$$\delta T = \frac{2v}{R^2} \frac{2\pi}{\omega_0} = 4\pi \frac{v}{R^2 \omega_0} = 4\pi Ve.$$

Таким образом, критерий  $Ve$  фактически является логарифмическим декрементом затухания.

Если ввести параметр  $\tau_{\text{рел}}$  - время релаксации, в течение которого амплитуда колебания уменьшается в  $(e)$  раз, то получим, что  $\delta = 1/\tau_{\text{рел}}$ .

Следовательно, коэффициент затухания  $\delta$  обратно пропорционален времени релаксации, а период, деленный на время релаксации, есть логарифмический декремент затухания. Вспомним далее, что добротность - это физическая величина, обратно пропорциональная логарифмическому декременту затухания:

$$Q = \frac{\pi}{\delta T} = \frac{1}{4Ve},$$

и определяет отношение энергии  $w$ , запасенной в колебательной системе в данный момент, к убыли этой энергии за один период колебаний:

$$Q = 2\pi \frac{w(\tau)}{\Delta w(\tau + T)}.$$

В заключении следует отметить, что правая часть главного уравнения колебательного звена в общем случае является нелинейной функцией и от неё зависит процесс перехода к автоколебаниям. Но в частном случае, когда эта функция справа оказывается колебательной, а значит является гармонической ( $\sin, \cos$ ), возможны новые эффекты, а именно резонанс, совпадение вынужденных частот колебаний с собственными ( $\omega_0 = \omega_B$ ).

Такой случай может проявиться в процессе возникновения ВЧ в различных местах камеры сгорания. Принципиально такое возможно. Например, возникнет область локальной неустойчивости вблизи форсуночной головки и одновременно другая область в зоне отрыва потока. В случае совпадения частот в этих областях возникнет резонанс.

Далее следует сказать о том, что все случаи возникновения автоколебаний и, тем более, резонанса следует исключать любы-

ми способами. Некоторые рекомендации по этому вопросу были даны в работе [13]. Среди них следует отметить еще раз оригинальные конструктивные решения: крест Исаева, резонатор Гельмгольца, Свисток Гартмана и др.

**Анализ критерия "n"**

Критерий "n" введен Луиджи Крокко в работе [14] и был назван показателем взаимодействия. В работе [15] он называется коэффициентом усиления динамического звена процесса горения и используется для оценки запасов ВЧ-устойчивости колебательной системы.

В работе [15] так же отмечается, что наиболее сложной задачей вибрационного горения, то есть неустойчивого горения, является математическое описание процессов преобразования исходных компонентов топлива в продукты сгорания и, как следствие, определение АФЧХ динамического звена "смещение и непосредственно горение топлива". Поэтому в основу описания процессов положено упрощающее допущение, сводящееся к воспроизведению, так называемой, кривой выгорания. То есть предлагается все процессы дробления, испарения, горения и так далее, уложить в одну математическую кривую насыщения, которая является плавным переходом от состояния топливной смеси к состоянию продуктов сгорания. Эта кривая может быть описана с помощью универсальной кривой насыщения (пси от кси) [16]. Но для упрощения задачи эту функцию принимают ступенчатой [14], а саму задачу представляют как модель постоянного запаздывания.

Для расчета АФЧХ, которую выражают как производную расхода по давлению, так же используют уравнение с запаздывающим аргументом. Это дает возможность использовать линейное приближение для описания процессов неустойчивости:

$$dG_\Phi(t - \tau) = 0.$$

После чего, задавшись гармоническим законом колебаний расхода и давления (ведь считается, что амплитуда маленькая, значит все линейно), АФЧХ зоны горения записывают в виде:

$$\frac{dG_T}{dP} = n(1 - e^{-i\omega\tau}).$$

Тут, как раз, появляется параметр "n". Смысл его, опять же по Крокко, есть степень при давлении в законе горения топлива ЖРД:

$$v \sim p^n$$

Или в соответствии с [17]:

$$n = \frac{d \ln v}{d \ln p} \sim \frac{d \ln G}{d \ln P}.$$

Не повторяя чужих выкладок, сразу запишем:

$$n = \frac{dG}{dP} \frac{\omega\tau}{2\sin \frac{\omega\tau}{2}}, \quad \text{где } \tau \approx \frac{(4j+1)\pi}{\omega} \quad \text{и } j=0, 1, 2, \dots$$

В формулах принято, что значение фазы равно нулю. Тогда получается простая зависимость для коэффициента усиления от величины сдвига, которая описывает границу устойчивости [18]:

$$n = \frac{\frac{dG}{dP}}{2\sin \frac{\pi}{2} (4j+1)}.$$

Далее, раскрывая синус, получаем:

$$dG/dP = 2n.$$

В соответствии с [18] эта формула описывает границу устойчивости. Из этой же работы можно взять формулу для расчета частоты, соответствующей резонансному максимуму:

$$\omega_p \tau \approx \pi(4j+1).$$

Причем считается (там же), что  $\omega_p \approx \omega$ , и тогда легко получить:

$$\sin \frac{\omega\tau}{2} = 1, \quad \text{а } \omega\tau = \pi.$$

Последнее уравнение и соотношение для "n" описывает границу устойчивости в координатах (n, τ). Воспользовавшись полученными выше соотношениями для нелинейной задачи, можно выразить частоту через газодинамические функции. Тогда, используя экспериментальные значения dG/dP и τ (время запаздывания), можно построить границу устойчивости.

На основании полученных новых решений в задаче о возникновении неустойчивости процессов в ЖРД, а так же анализа по-

ложений линейной теории, можно сделать следующие выводы:

1. С использованием результатов решения задачи неустойчивости в нелинейной постановке получены расчетные соотношения для коэффициента динамического усиления зоны горения.

2. Получено соотношение для расчета границы устойчивости в смысле Крокко для оценки устойчивости рабочего процесса в камере сгорания на этапе проектирования ЖРД. **▲**

#### Список источников

1. Ю.М. Кочетков. Турбулентность и автоколебательный процесс в ЖРД // Двигатель. 2012. №3.
2. Ю.М. Кочетков, Т.Н. Кравчик, О.А. Подымова. Пять теорем турбулентности и их практические приложения // Вестник машиностроения. 2019. № 7.
3. Д.И. Трубецков. Введение в синергетику. Колебания и волны. М.: УРСС, 2004.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Неустойчивость при работе тепловых турбомашин // Двигатель. 2018. № 2.
5. В.В. Струминский. Основные направления теоретических исследований проблемы турбулентности. Механика турбулентных потоков. М.: Наука, 1980.
6. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Возникновение неустойчивости в ЖРД // Двигатель. 2012. № 2.
7. Ю.М. Кочетков. Турбулентность и математическое доказательство ее невозможности в сверхзвуковом потоке // Двигатель. 2018. № 3.
8. Ю.М. Кочетков. Фундаментальное граничное условие сопровождения и новая постановка краевой задачи вязкой газовой динамики // Двигатель. 2015. № 5.
9. Ю.М. Кочетков. Турбулентность и автоколебательный процесс в ЖРД // Двигатель. 2012. № 3.
10. В.Н. Гладышев. Автоколебания при горении и термоядерных взаимодействиях. Новосибирск: НИЦ ОИГМ СО РАН, 1999.
11. Е. Янке, Ф. Эмде, Ф. Лёш. Специальные функции. М.: Наука, 1977.
12. Дж. Стокер. Нелинейные колебания в механических и электрических системах. М.: Издательство иностранной литературы, 1953.
13. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Прогноз и экспертиза устойчивой работы ЖРД на стадии проектирования и экспериментальной отработки // Двигатель. 2019. № 1.
14. Луиджи Крокко и Чжен Синь-и. Теория неустойчивости горения в жидкостных ракетных двигателях. М.: Изд. Иностранной литературы, 1958.
15. Е.В. Лебединский, Г.П. Калмыков, С.В. Мосолов, Ю.Л. Беренс и др. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование. М.: Машиностроение, 2009.
16. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Закон пси от кси // Двигатель. 2017. № 2.
17. Неустойчивость горения в ЖРД. Под ред. Д.Т. Харрье и Ф.Г. Рирдона. М.: Мир, 1975.
18. М.С. Натанзон. Неустойчивость горения. М.: Машиностроение, 1986.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

### ИНФОРМАЦИЯ. Разработка ГСУ на базе ВК-650В

Объединённая двигателестроительная корпорация разрабатывает перспективные гибридные и электрические силовые установки открытой архитектуры. Инновационный подход позволит собирать из отдельных компонентов различные силовые установки мощностью до 1,5 МВт. Двигатели планируется применять на транспортных беспилотниках, аэротакси и самолётах вертикального и сверхкороткого взлёта и посадки.

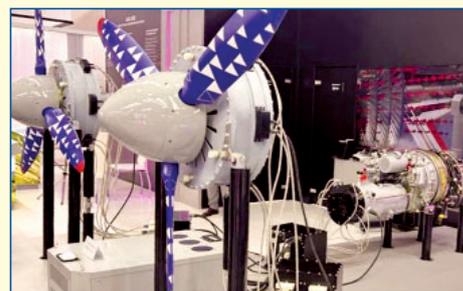
Как заявили в авиационном кластере Ростеха, в основе перспективных разработок находится гибридная силовая установка (ГСУ) мощностью 500 кВт, созданная предприятием ОДК-Климов на основе авиационного двигателя ВК-650В. В состав ГСУ входят газотурбинный и электрические двигатели, электрический генератор, аккумуляторные батареи и силовая электроника.

На базе этой ГСУ специалисты ОДК работают над созданием линейки гибридных и электрических силовых установок для пер-

спективных летательных аппаратов. В рамках этого проекта разрабатываются различные электродвигательные установки, энергоузел, аккумуляторные батареи, из которых, как из элементов пазла, можно будет собрать любую силовую установку мощностью до 1,5 МВт. Применять силовые установки можно будет для транспортных беспилотников, включая тяжелые дроны и конвертопланы, аэротакси и самолетов вертикального и сверхкороткого взлета и посадки.

Сегодня гибридная силовая установка проходит комплексные стендовые испытания. Завершить опытно-конструкторские работы и приступить к серийному производству ГСУ специалисты ОДК-Климов планируют в течение нескольких лет.

Испытания на стенде подтвердили надежную совместную работу всех систем и узлов демонстратора ГСУ. После завершения всех испытаний должна состояться сертификация гибридной силовой установки. Но в связи с тем, что в России отсутствуют



сертификационный базис для подобных ГСУ, как отметил генеральный директор ОДК В.А. Бадеха, специалисты ОДК приступили к его созданию, причём путём широкого обсуждения с экспертным сообществом.

Благодаря применению двух типов двигателей ГСУ будет иметь показатели топливной эффективности выше, чем у классических силовых установок. Также по расчетам разработчиков ресурс применяемого в составе ГСУ двигателя может быть увеличен на 20...30 % из-за возможности оптимизации его режима работы. **▲**

### ИНФОРМАЦИЯ. Цифровая лопатка студентов МАИ

По существующей технологии при разработке нового двигателя для создания каждого типа лопатки изготавливается 10-12 опытных образцов, из которых по результатам экспериментов выбирается лучший, что приводит к материальным и временным затратам. Для решения этой проблемы студенты МАИ приступили к разработке программы расчёта и построения профилей лопаток, применение которой обеспечит существенное ускорение расчётов, снижение себестоимости и повышение

эффективности создания лопаток перспективных газотурбинных двигателей.

Для оптимизации этого процесса рабочая группа МАИ приступила к разработке специализированного программного обеспечения на основе математической модели профессора, д.т.н. Ю.А. Ржавина. Программа рассчитывает 100 сечений лопатки и даёт готовый цифровой двойник, по которому изготавливается 6-8 реальных образцов лопаток, близких к расчётному.

Благодаря этому трудозатраты снижа-

ются на этапе проектирования на 30 %, срок проектирования сокращается с 5 до 3,5-4 месяцев.

Рабочая группа закончила отладку программы для расчёта лопаток компрессора и приступила к более сложной работе - подготовке программы расчёта охлаждаемых турбинных лопаток. **▲**



# ТУРБУЛЕНТНОСТЬ В КОНИЧЕСКИХ СОПЛАХ

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

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

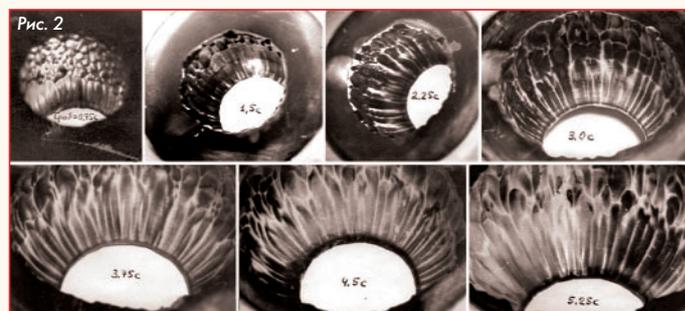
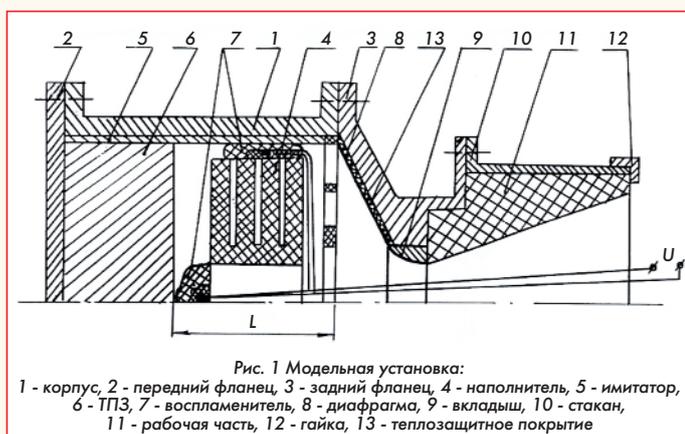
**Николай Юрьевич Кочетков**, к.т.н., старший преподаватель

*В данной работе анализируются экспериментальные результаты уносов материала соплового блока, полученные на модельной установке методом горячей визуализации. Объектом исследования являются конические сверхзвуковые сопла с различными углами наклона образующих к оси. Сопла подвергались воздействию высокоэнтальпийного потока, который оставлял на них следы. На основании визуального анализа следов были выявлены особенности пристенной турбулентности. Количественный анализ линейных уносов материала сопла позволил получить эмпирические соотношения для формы кривой уноса, линии продвижения максимума и коэффициента усиления.*

*In this paper, the experimental results of the nozzle block material entrainment obtained on a model installation by the method of hot visualization are analyzed. The object of the study is conical supersonic nozzles with different angles of inclination of the generators to the axis. The nozzles were exposed to a high-enthalpy flow, which left traces on them. Based on the visual analysis of the traces, the features of wall turbulence were revealed. A quantitative analysis of the linear entrainments of the nozzle material allowed us to obtain empirical ratios for the shape of the entrainment curve, the maximum advance line and the gain factor.*

**Ключевые слова:** турбулентность, линейный унос, коническое сопло, материал стенки, высокоэнтальпийный поток.  
**Keywords:** turbulence, linear entrainment, conical nozzle, wall material, high-enthalpy flow.

Исследования структуры турбулентности удобно и наглядно проводить на конических уносимых соплах из фторопласта, а в качестве источника высокоэнтальпийного потока использовать модельный двигатель на твердом топливе [1]. Для получения качественной картины, а также количественных результатов в работе использовался метод горячей визуализации или метод уноса массы [2]. Этот экспериментальный метод базируется на визуальном изучении следов воздействия высокоэнтальпийного потока на внутреннюю стенку сопла и одновременного измерения линейных уносов материала. На рис. 1 изображен генератор горячего потока, содержащий источник и рабочую часть в виде уносимых конических сверхзвуковых сопел.



пильно не отличается от разгара конических сверхзвуковых сопел. На сопле с течением времени образуется закритическая яма, максимальная глубина которой может быть определена из соотношения:  $\delta_{\max} = 0,525 S_{\max}$

Распределение уносов по времени работы удовлетворяют универсальной зависимости [3]:

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

Внешне вид разгоревшегося сопла также не отличается от разгара конических сопел. Присутствует зона устойчивых продольных вихрей Тейлора-Гёртлера, область регулярных перемежающихся вихрей и область ускоряющегося сверхзвукового течения. В начальный момент вторая из названных областей преобладает. Поток продуктов сгорания еще не разогнался до сверхзвуковой скорости ( $M > 1,2$ ) и течение транзвуковое. По мере разгара степень расширения сопла увеличивается, и поток постоянно разгоняется. При этом увеличивается зона продольных вихрей и область сверхзвукового течения.

### Разгар сопла с углом наклона образующей конуса 5°

Испытания проведены при давлении в камере 5,0 МПа и времени работы  $\tau_{\text{раб}} = 1,25$  с. На рис. 3 представлена фотография разгара конического сопла с углом  $\theta_{\text{вх}} = 5^\circ$ .

Разгар имеет три характерные зоны. Слабо выражена зона вихревых структур Тейлора-Гертлера. Вихри достаточно мелкие и их длина не более трёх миллиметров. Наиболее сильно развита область ячеистых уносов. Эта область простирается до самого среза сопла. Распределение ячеек по всей поверхности равномерное, а их размер и форма пример-



Ниже приведены результаты экспериментальных исследований турбулентных течений в конических соплах при различных углах образующих к оси сопла.

### Разгар цилиндрического сопла

Испытания цилиндрического сопла были проведены при давлении в камере сгорания  $P_k = 5,0$  МПа и времени работы  $\tau_{\text{раб}} = 5,25$  с. Фотографии с изображением внешнего вида разгоревшихся поверхностей представлены на рис. 2.

Суммарное время работы набиралось дискретно, путем проведения последовательных кратковременных испытаний с интервалом 0,75 с. Вариант цилиндрического сопла является предельным для сверхзвуковых сопел. Его можно рассматривать как сопло с затянутой критикой.

Как будет ясно далее, разгар цилиндрического сопла принци-

но одинаковы. Лишь в конце сопла появляется зона ромбовидных отпечатков на материале. В соответствии с газодинамическими расчетами эта область является областью перехода трансзвукового течения в сверхзвуковое. Числа Маха на границе этой области принимают значения  $M = 1,1 \dots 1,2$ . Криволинейная форма уносов вдоль образующей контура сопла немонотонная и имеет максимальное значение на некотором расстоянии от места стыковки материала с вкладышем.

**Разгар конического сопла ( $\theta_{вх} = 10^\circ$ )**

На коническом сопле с углом  $\theta_{вх} = 10^\circ$  испытания были проведены при давлении  $P_k = 5,0$  МПа и суммарном времени работы  $\tau_{роб} = 4,0$  с. Всего было восемь испытаний по 0,5 секунд каждое. В процессе запуска давление выдерживалось практически постоянным. На рис. 4 представлено сопло после испытаний.

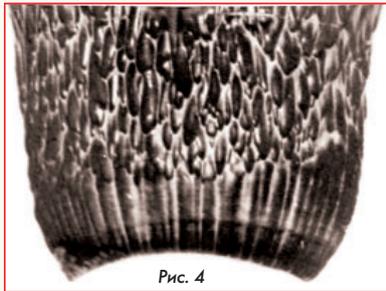


Рис. 4

На поверхности видны сильно развитые продольные вихри. Зона ячеистых уносов существенно меньше, чем на более пологих конусах. Форма линий уносов по длине немонотонная. Имеет максимум, который с увеличением времени перемещается в направлении потока. Внешне линии уносов подобны друг другу. Анализ показывает, что в этой области происходит интенсификация теплообмена.

**Унос материала в закритической области конического сопла с  $\theta_{вх} = 15^\circ$**

Испытания проведены на металлизированном твердом топливе при постоянном давлении в камере сгорания  $P_k = 5,0$  МПа и времени работы  $\tau_{роб} = 1,25$  с. Внешний вид сопла после испытаний (рис. 5) не сильно отличается от аналогичного сопла с полууглом наклона образующей конуса к оси  $10^\circ$ .



Рис. 5

Имеются характерно выраженные три области. Область ячеистых регулярных выемок существенно уменьшается. Это характерно для развитых сверхзвуковых течений. Увеличивается по размерам область со следами продольных вихрей Тейлора-Гёртлера. Распределение линейного уноса по длине имеет характерное наибольшее значение. В месте стыка материалов в критическом сечении унос практически равен нулю.

**Унос материала конического сопла с углом  $\theta_{вх} = 20^\circ$**

Проведенные испытания при  $P_k = 5,0$  МПа и  $\tau_{роб} = 4,0$  с (рис. 6) показали, что картина разгара на сопле с углом  $\theta_{вх} = 20^\circ$  аналогична разгарам сопел с меньшими углами.

Сохраняется тенденция на уменьшение зоны ячеистых уносов, так как предельное число Маха ( $M = 1,2$ ), соответствующая границе трансзвукового течения смещается к критическому сечению сопла. При этом увеличивается область, занимаемая продольными вихрями Тейлора-Гёртлера. За размерами вихрей можно наблюдать после каждого эксперимента ( $\Delta\tau = 0,5$  с). Видно, что со временем они растут. При этом количество вихрей со временем не уменьшается.

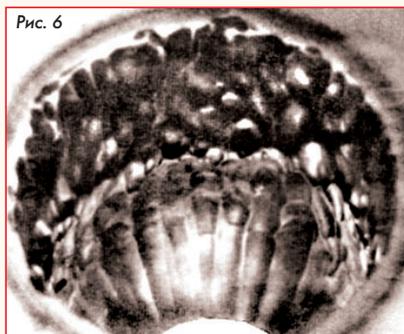


Рис. 6

**Разгар сверхзвукового сопла в закритической области ( $\theta_{вх} = 25^\circ$ )**

Испытания конического сопла с углом  $\theta_{вх} = 25^\circ$  проводились многократно с интервалом времени запуска  $\tau = 0,5$  с при давлении в камере сгорания  $P_k = 5,0$  МПа. Суммарное время работы сопел после очередных испытаний дают возможность проследить за динамикой разгара и установить трансформацию структуры течения для различных зон устойчивости.

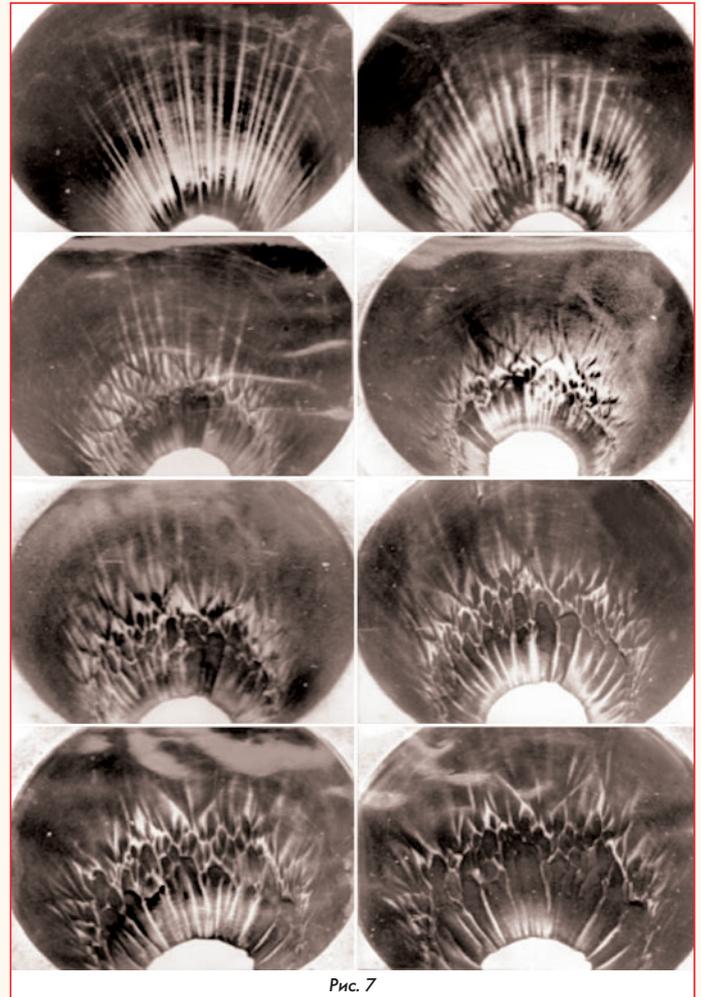


Рис. 7

Видно, что образовавшийся в начальный момент небольшой уступ с течением времени разгорается, приобретая более плавную форму. Образовавшаяся вогнутая поверхность стенки приводит к течению с положительным градиентом давления и способствует возникновению и развитию продольных вихрей Тейлора-Гёртлера в пограничном слое, которые движутся в направлении своей оси. Рост толщины вытеснения в градиентном течении приводит к образованию в основном потоке косога скачка уплотнения. О присутствии скачка уплотнения свидетельствует резкая граница раздела между зоной продольных вихрей и областью ячеистых уносов. Очевидно, что поверхность скачка уплотнения имеет сложную коническую форму, пересечения которой со стенкой образует зигзагообразную замкнутую кривую. Поток, проходя через скачок уплотнения, преломляется и движется по нормали к его поверхности. При этом встречные сверхзвуковые потоки попарно взаимодействуют между собой, образуя вместе пересечения дискретные поверхности скачков уплотнения, следы которых отпечатываются на фторопласте в виде элементарных ячеек. Эта рекуррентная процедура происходит до тех пор, пока не исчезнет положительный градиент давления и не образуется течение с расширением. С увеличением степени расширения сопла возникают волны Маха, отпечатки которых в виде ромбовидных узоров проявляются на фторопласте.

**Последовательность картин разгаров сопла с углом  $\theta_{вх} = 30^\circ$**

Испытания проведены в аналогичных условиях на коническом сопле с углом наклона образующей  $30^\circ$ . Внешне картина разгаров (рис. 8) похожа на предыдущую и содержит три характерные зоны: зону продольных вихрей, зону дискретных вихревых образований и область волн сжатия.

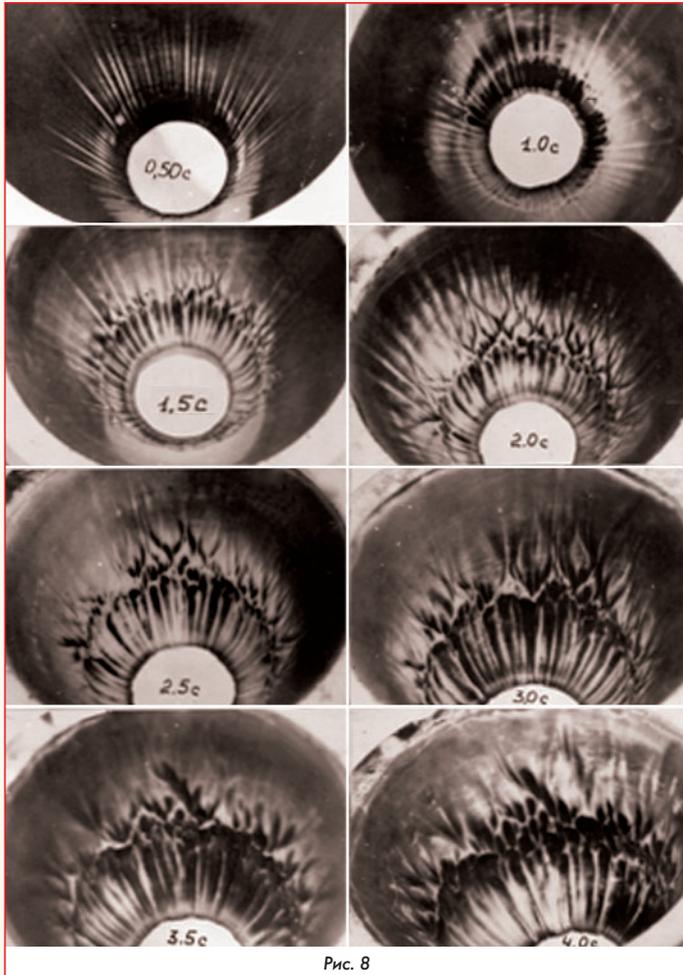


Рис. 8

В процессе работы рельефные узоры от запуска к запуску сохраняют свой вид, увеличиваясь в размерах и при этом оставаясь подобными.

В результате количественного анализа было установлено, что с увеличением времени работы число продольных вихрей ( $n$ ) уменьшается (рис. 9), а их размер ( $d_v$ ) увеличивается.



Рис. 9 Зависимость числа вихрей от угла наклона контура  $\theta_{вх}$

При этом произведение ( $d \cdot n$ ) остается величиной постоянной. Показано, что поперечный размер продольного вихря такого же порядка, что и условная толщина пограничного слоя ( $\delta_{пс}$ ) на соответствующей ординате ( $r$ ). Для оценок количества вихрей имеется зависимость:

$$n \sim \frac{2\pi r}{d_v} \sim \frac{2\pi r}{\delta_{пс}}$$

В результате обработки экспериментальных данных также удалось определить дополнительный по отношению к среднему линейный унос ( $\Delta\delta$ ), обусловленный неравномерностью разгара (рис. 10).

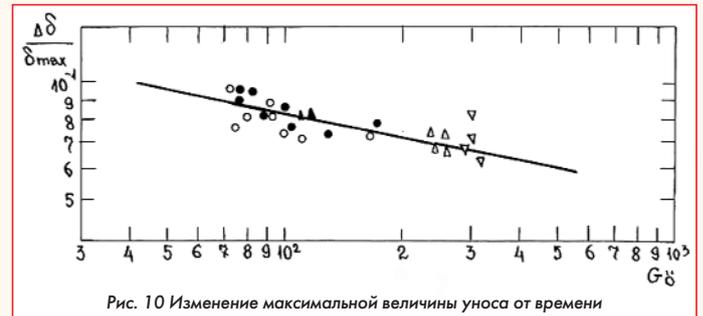


Рис. 10 Изменение максимальной величины уноса от времени

Для максимальной величины уноса ( $\delta_{max}$ ) дополнительная составляющая может быть оценена в соответствии с рис. 10 по эмпирической формуле, обобщающей результаты проведенных экспериментальных исследований:

$$\frac{\Delta\delta}{\delta_{max}} = 0,2 GO^{-0,2},$$

где  $GO$  - значение чисел Гертлера в месте максимального уноса.

**Закритическая яма в коническом сопле с углом  $\theta_{вх} = 40^\circ$**

Характерным для разгара такого сопла является практическое отсутствие зоны дискретных углублений (рис. 11).

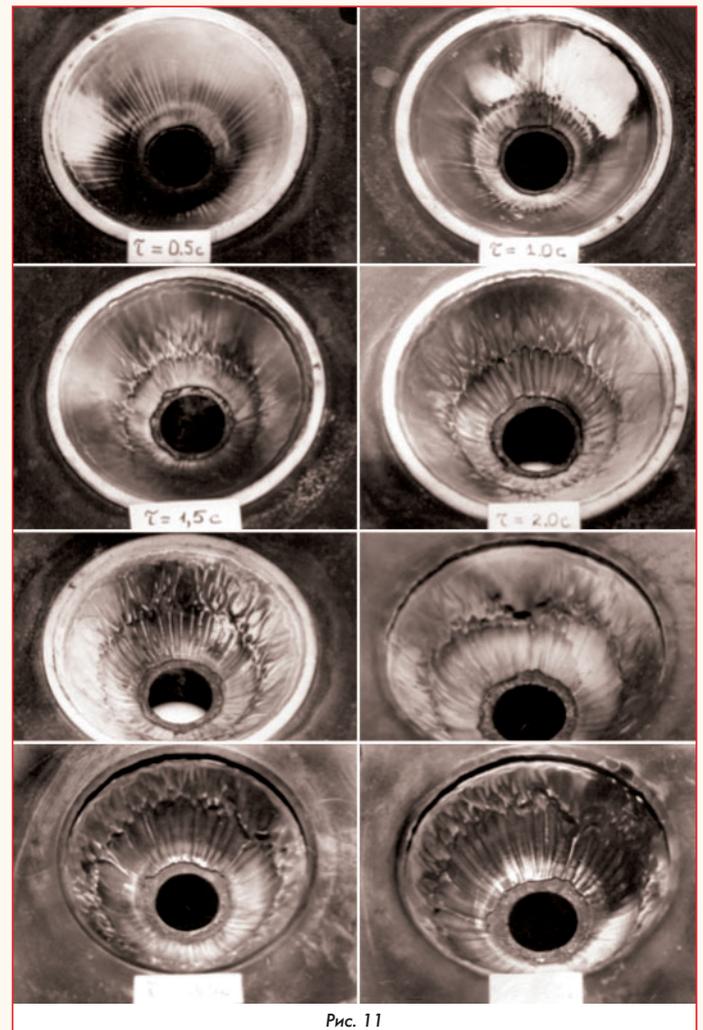


Рис. 11

Поверхность имеет две ярко выраженные зоны: зона продольных вихрей и зона волн Маха. Обращает на себя внимание

удивительная регулярность и четкость отпечатков вихрей Тейлора-Гёртлера, характеризующих течение как весьма устойчивое. Устойчивость отмечается практически на каждом интервале времени работы сопла. С течением времени размер вихрей увеличивается.

Проведенный совместный анализ результатов испытаний на конических соплах с различными углами на входе позволил установить следующие факты:

1. Значение координаты и величина максимального уноса линейно зависят от времени, а максимальная точка уноса материала в закритической яме перемещается по образующей конической поверхности.

2. С увеличением угла образующей конического сопла  $\theta_{вх}$  отношение величины максимального уноса к его координате уменьшается и может быть рассчитана по обобщающей формуле [3]:

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

Очевидно, что при некотором предельном угле  $\theta_{вх}$  величина уноса становится равной нулю. В этом случае унос сопла отсутствует.

3. Распределение уносов по координате и времени являются подобными и при обработке в координатах, отнесенных к своим максимальным значениям, укладываются в одну универсальную кривую, имеющую вид:

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

где  $S$  - координата вдоль образующей сопла.

4. Из-за интенсификации теплообмена в области взаимодействия стенки со скачками уплотнения значения коэффициентов теплообмена для разгорающегося в процессе работы сопла может в несколько раз превышать аналогичные коэффициенты для гладкого неискаженного сопла. Количественный анализ позволяет рекомендовать формулу для оценки коэффициента интенсификации:

$$k_{\alpha} = 1 + 1,2 e^{-(2,5 - 1,65 \operatorname{tg} \theta_{вх}) x},$$

где  $x$  - относительная осевая координата.

#### Унос материала в сопле с углом $\theta_{вх} = 50^{\circ}$

Опыты также проводились при давлении  $P_k = 5,0$  МПа и времени работы  $\tau_{роб} = 0,75$  с на коническом сопле с углом  $\theta_{вх} = 50^{\circ}$ . Унос сопла в этом случае практически отсутствует. На рис. 12 приведена фотография, на которой видны едва заметные углубления в области продольных вихрей.

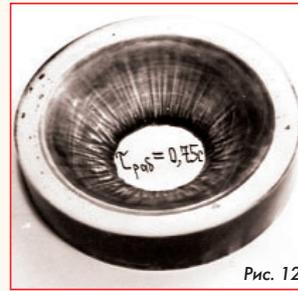


Рис. 12

Уносов в виде регулярных ячеек не было отмечено. Отсутствует зона ромбовидных узоров - она трансформировалась в тончайшие риски, расположенные вдоль образующих конического сопла. Большую часть на сопле занимает область практически с нулевым уносом. Поверхность в этом месте покрыта слоем сажи.

#### Испытание безуносного конического сопла

При тех же параметрах ( $P_k = 5,0$  МПа и  $\tau_{роб} = 0,75$  с) на установке испытывалось сопло с предельным углом раскрытия. Предварительно расчетным путем определялся предельный угол наклона образующей конического сопла. При этом решалось уравнение:  $0,525 - 0,25 \operatorname{tg} \theta_{вх} = 0$ . В результате было получено значение  $\theta_{вх \text{ пред}} = 65^{\circ}$ .

Фотография (рис. 13), полученная после эксперимента подтверждает предположение о том, что уноса материала в соплах с углом на входе более чем  $65^{\circ}$  не будет. Поверхность сопла после испытаний абсолютно гладкая. На ней нет характерных борозд от продольных вихрей, регулярных ямок и рисков, характерных для сопел со сверхзвуковым течением.

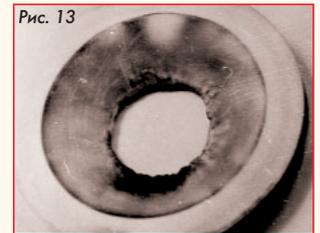


Рис. 13

Представленные результаты показывают динамику развития турбулентности вблизи стенок конических сопел. Это дает возможность разработать инженерные методы расчета, а также проводить анализ физических процессов пристеночных областей сверхзвуковых сопел существующих и перспективных энергодвигательных установок.

#### Перечень источников

1. А.М. Губертов, В.В. Миронов, Д.М. Борисов и др. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М.: Машиностроение, 2004.
2. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Вихри Тейлора-Гёртлера // Двигатель. 2014. № 3.
3. Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность. Автомодельность процесса уноса материала в закритической части сверхзвукового сопла РДТТ // Двигатель. 2022. № 1-3.

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

### ИНФОРМАЦИЯ. Модернизация RS-25 для SLS

Продолжается работа над ЖРД RS-25 по программе "Артемиды IV". Компания L3Harris Technologies (в 2022 г. приобрела компанию Aerojet Rocketdyne Holdings - производителя ракетных двигателей) объявило об успехах в разработке новой версии двигателя RS-25, т.к. для выполнения программы освоения Луны оставшихся 16 двигателей от программы Space Shuttle хватило бы только на 4 полёта ракеты SLS. Потребовалось модернизировать двигатель RS-25 так, чтобы он стал экономичнее, надёжнее и имел лучшие эксплуатационные характеристики. Модернизированный RS-25 стал дешевле в производстве на 30%. Его тягу подняли до 111% от номинального значения (против 104,5% ранее на Shuttle), что позволило доставить на поверхность Луны дополнительные 450 кг полезной нагрузки.

Для достижения этих целей компания

L3Harris переработала различные элементы двигателя и технологию их изготовления.

Повсеместное применение 3D-печати позволило сократить количество сварных швов в камере сгорания и ТНА на 78%, что привело к повышению стабильности работы ЖРД - снизились колебания давления в КС, которая, в свою очередь, изготовлена по порошковой технологии с применением горячего изостатического прессования. В результате при производстве КС вдвое сокращены затраты и время изготовления. 3D-печать также применяется при изготовлении воздухопроводов, корпусов клапанов, шаровых валов и коллекторов турбин.

Совершенствование технологии изготовления сопла двигателя упростило его сборку и сократило количество компонентов и сварных швов на 80%.

Модернизированные RS-25 прошли 69 испытаний на зажигание в Космическом центре НАСА в Стеннисе, что соответствует требованиям SLS Block 1B.



# ПРЕДТЕЧА БОЕВОГО РАКЕТОСТРОЕНИЯ В СССР

Вячеслав Фёдорович Рахманин, ветеран АО "НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко"

**В отечественной историографии началом создания жидкостных баллистических ракет дальнего действия принято считать выход правительственного Постановления от 13 мая 1946 г. "Вопросы реактивного вооружения". С точки зрения оценки боевого ракетостроения как самостоятельной отрасли промышленности и включения таких ракет в состав Вооруженных Сил СССР это действительно так. Однако история создания в СССР жидкостного баллистического вооружения имеет более глубокие корни.**

Создание реактивного (ракетного) вооружения в СССР велось по двум направлениям:

- пороховые авиационные реактивные снаряды и ракетные установки залпового огня;
- крылатые и баллистические ракеты на жидком химическом топливе.

Разработка пороховых снарядов началась после принятия Совнаркомом РСФСР в мае 1921 г. решения об организации лаборатории инженера-химика Н.И. Тихомирова для разработки реактивного вооружения с использованием нового бездымного пороха. Ракетные снаряды на чёрном порохе широко использовались в российской армии всего 50-60 лет назад и в новом их воплощении были положительно восприняты армейской общественностью как дальнейшее развитие артиллерии.

В 1928 г. лаборатория была введена в состав Военного научно-исследовательского комитета при Реввоенсовете и получила ставшим историческим наименованием "Газодинамическая лаборатория" (ГДЛ).

Основной тематической работой в ГДЛ была разработка пороховых реактивных снарядов для ведения ближнего, в пределах 6...8 км, боя. Это была предтеча прославившейся в Великую Отечественную войну мобильной реактивной установки залпового огня, получившей народное наименование "Катюша". В процессе разработки этого нового типа оружия авторам приходилось преодолевать как объективные научно-технические трудности, так и субъективные организационные препоны.



"Катюша"

В период работы в ГДЛ возникающие технические трудности успешно преодолевались талантливыми инженерами-артиллеристами Б.С. Петропавловским и Г.Э. Лангемаком, а затем, в РНИИ (НИИ-3) - их последователями, среди которых были выпускники военных академий, командированные в РНИИ для участия в его работах.

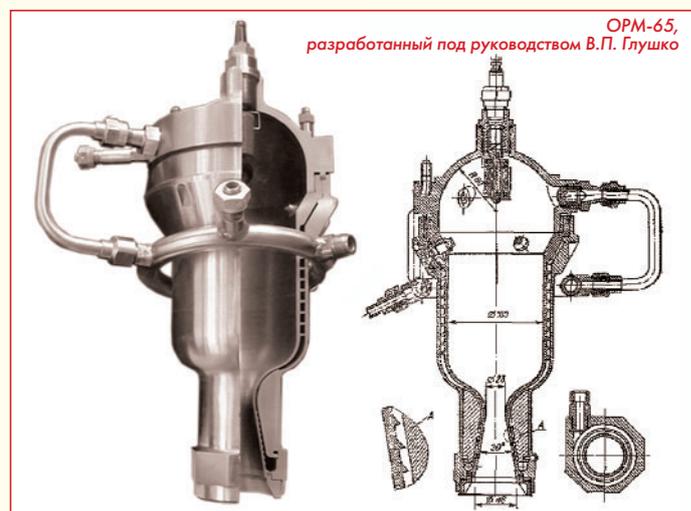
Препоны создавались, в основном, высокопоставленными военными, потенциальными заказчиками и будущими потребителями нового вооружения. Командный состав Красной Армии во второй половине 30-х годов: нарком обороны К.Е. Ворошилов, начальник ГАУ Г.И. Кулик, его заместитель Н.Н. Воронов и поддерживающий их нарком боеприпасов (в недавнем прошлом командир артиллерист) И.П. Сергеев отрицательно относились к боевым возможностям реактивной артиллерии, не верили в ее эффективность. Руководство ГАУ, сопоставляя ракетные снаряды и ствольную артиллерию, использовало неприемлемые для ракетного вооружения критерии.

Однако успешное применение авиационных реактивных снарядов в вооруженном конфликте с Японией вынудило Наркомат обороны выдать первый в СССР официальный заказ на разработку реактивной артиллерийской установки для сухопутных войск.

В процессе выполнения этого заказа появилась идея создать принципиально новый тип вооружения: реактивную систему залпового огня. Идея обрела конструктивную форму и 16 декабря 1939 г. изобретателям А.Г. Костикову, И.И. Гваю и В.В. Аборенкову было выдано авторское свидетельство на "Механизированную установку для стрельбы реактивными снарядами". Однако на вооружение будущая "Катюша" была принята только после замены в 1940-1941 гг. руководства наркоматов обороны и боеприпасов. Заключительный акт о приемке был подписан 21 июня 1941 г., за несколько часов до начала войны с Германией.

Так в СССР появилась мобильная полевая реактивная артиллерия, широко и успешно применяемая в условиях ведения ближнего боя.

Вторым научно-техническим направлением работ в ГДЛ была разработка жидкостной ракетной техники. Работы по этой тематике тесно связаны с биографией В.П. Глушко, который в мае 1929 г. был зачислен в штат ГДЛ и с 1930 г. стал заниматься научно-исследовательскими работами для создания ЖРД (по принятой в ГДЛ терминологии ОРМ - опытный ракетный мотор).



В 1932 г. ГДЛ была переведена в подчинение Управлению военных изобретений (УВИ) начальника вооружений (НВ) РККА. Новое руководство расширило технические задачи отделу, руководимого В.П. Глушко. Наряду с продолжением работ по созданию реактивных моторов отделу поручалась разработка "сверхдальнобойных реактивных летательных аппаратов (РЛА)", а также "разработка внешней баллистики сверхдальнобойных РЛА различного назначения". Поручение новое и следует ли в настоящее время понимать наименование "сверхдальнобойные РЛА" как жидкостные боевые ракеты? Всё-таки задачи формулировало военное ведомство. Вопрос остается без ответа, т.к. В.П. Глушко боевыми ракетами в ГДЛ не занимался. Может быть не успел в связи с переводом в состав РНИИ в конце 1933 года?

Параллельно с работами ГДЛ с сентября 1931 г. в Москве в системе оборонного общества Осоавиахим функционировала Группа изучения реактивного движения (ГИРД) под руководством Ф.А. Цандера, которого в июле 1932 г. сменил С.П. Королев.

Творческий коллектив ГИРД состоял в основном из авиационных инженеров, разрабатывающих по собственным проектам жидкостные ракеты научно-технического назначения и пилотируемый ракетоплан. В поисках финансовых средств для расширения тематических работ руководство ГИРД в конце 1932 г. заключило договор с УВИ на разработку боевой ракетной техники, но в связи с организационными изменениями в ГИРД эти работы были прекращены.

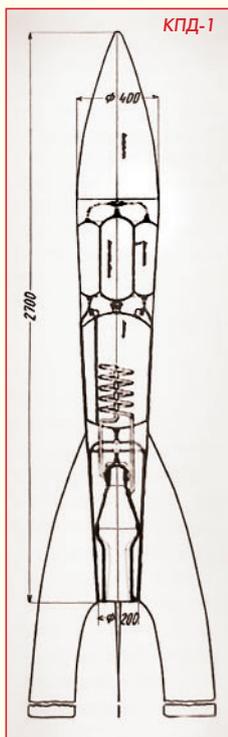
Для концентрации творческих сил по ракетной тематике правительственным Постановлением от 31 октября 1933 г. ГДЛ и ГИРД были объединены в Ракетный научно-исследовательский институт (РНИИ) в составе Наркомата тяжелой промышленности. РНИИ поручалось "...разработка вопросов реактивного движения для использования ракет в различных областях военной техники ... в первую очередь в артиллерии, авиации, химических средств борьбы".

Механическое объединение двух творческих коллективов привело к возникновению технических споров, противостоянию научных взглядов и конфликтам в личных отношениях.

Принципиальным разногласием стал выбор перспективного направления в развитии боевой ракетной техники: отказ от использования жидкого кислорода в пользу применения высококипящего ракетного топлива и выбор крылатых ракет. Баллистические ракеты руководством РНИИ и авторитетными авиационными специалистами были признаны пригодными лишь для вертикальных запусков научных приборов. Несогласные с такой технической перспективой в течение 1934 г. уволились из РНИИ и в составе самостоятельных групп вели разработку метеорологических ракет по заказам АН СССР и Осоавиахима.

Неформальный лидер уволившись из РНИИ Л.К. Корнеев в августе 1934 г. заключил соглашение с Управлением военных изобретений начальника вооружений РККА на разработку инженерного проекта боевой баллистической ракеты "КПД" дальностью полета 25 км и массой боезаряда 50 кг. Проект был успешно завершен, но изготовить ракету не представилось возможным.

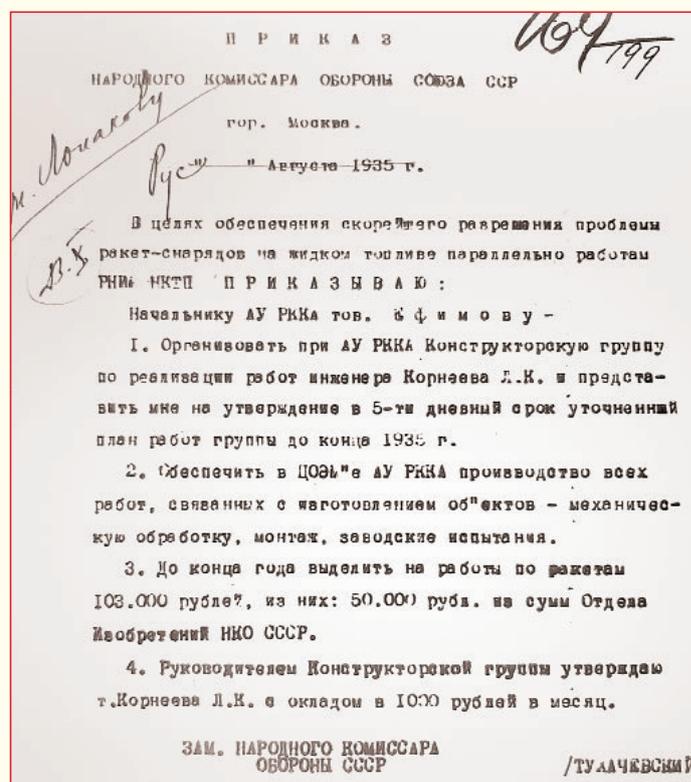
Несколько позднее Л.К. Корнеев предложил УВИ разработать следующую боевую ракету "КПД-2", однако каких-либо перспектив на изготовление и этой ракеты не имелось. Попытки руководства УВИ разместить изготовление ракет в мастерских Артиллерийского управления (АУ) РККА не имели успеха, т.к. армейские мастерские не имели права производить "чужую" продукцию. На предложение Л.К. Корнеева



создать в составе Артиллерийского управления специальную конструкторскую группу для разработки ракетного вооружения последовало встречное предложение - ввести группу Л.К. Корнеева в состав РНИИ.

Следует отметить, что разработка ракет "КПД", представляющих образцы вооружения, велась по инициативе частных лиц, без какого-либо согласования технических характеристик и условий эксплуатации со специалистами военного ведомства. Служащие УВИ были специалистами в вопросах организации и финансирования разработки проектов частными изобретателями и лишь формально представляли заказчика из военного ведомства.

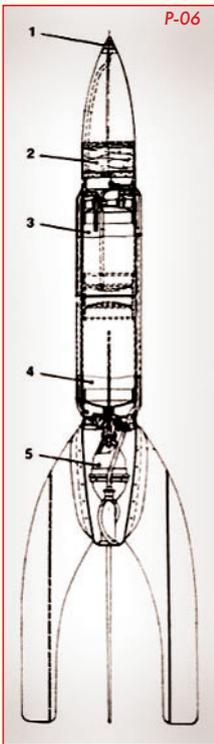
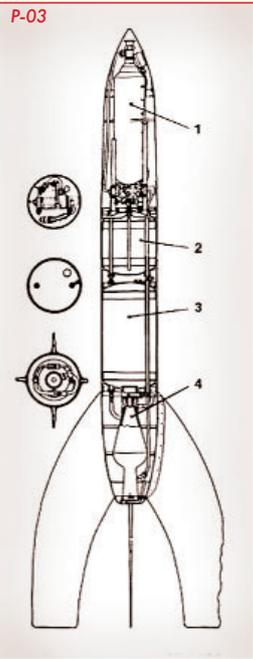
Неудача с реализацией проектов "КПД" не надломил патристический настрой энтузиастов разработки образцов боевой ракетной техники, и они продолжили поиски возможности применения своих творческих сил. А для этого необходимо было организовать научно-производственную структуру - опытное конструкторское бюро по разработке боевых баллистических ракет. С этим предложением Л.К. Корнеев неоднократно обращался с письмами к И.В. Сталину, К.Е. Ворошилову, Г.К. Орджоникидзе, М.Н. Тухачевскому. Ответ был получен только от М.Н. Тухачевского, который в августе 1935 г. подписал приказ по Наркомату обороны об организации при Артиллерийском управлении РККА конструкторской группы в количестве 20 человек для разработки боевых баллистических ракет.



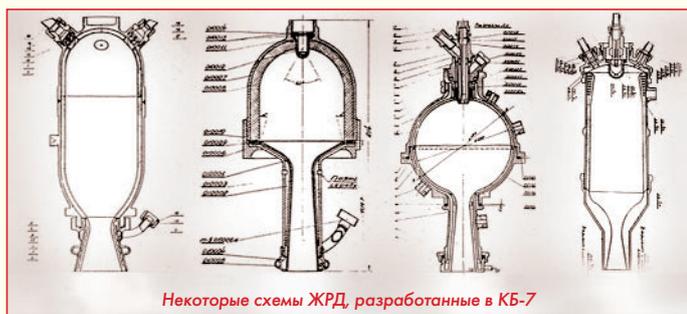
Эта группа стала первичной ячейкой, которая после увеличения численности и сдачи в эксплуатацию специально построенного производственно-испытательного комплекса в ноябре 1936 г. была реорганизована в Конструкторское бюро № 7 АУ. После выпуска проекта первой боевой ракеты "КПД" прошло более двух лет безвозвратно потерянного времени для разработки боевых баллистических ракет в СССР.

Коллектив КБ-7 начал свою работу с модернизации разработанных в 1934 г. двух метеорологических ракет, получивших новое обозначение - Р-03 и Р-06. Лётные испытания этих ракет продолжались ещё около двух лет, до февраля 1938 г. Такая непродуктивная затрата времени вызывает удивление: обе ракеты априори были непригодны по техническим характеристикам для боевого применения. Претензии по поводу чрезмерно затянувшихся лётных испытаний следует предъявить и к служащим Артиллерийского управления, устроившихся от участия в работах КБ-7.

Параллельно с испытаниями ракет Р-03 и Р-06 в КБ -7 велись разработки проектов новых ракет и ЖРД как для установки в эти ракеты, так и для экспериментальных исследований. Всего было разработано в разной степени готовности девять проектов ракет, получивших обозначение по принятой в КБ-7 классификации, из них ракеты четырёх наименований использовано для лётных испытаний. Ракетных двигателей разработано около 50 наименований, однако в этом количестве не малое число составляют варианты различных базовых двигателей, а также двигатели, оста-



вавшиеся в незавершённом чертёжном исполнении.



*Некоторые схемы ЖРД, разработанные в КБ-7*

Широкая вариативность проектов свидетельствует о творческом поиске требуемой конструкции, но в то же время показывает отсутствие единой научно-технической идеологии, генерального плана последовательности проведения опытно-конструкторских и экспериментальных работ. У конструкторов КБ-7 сохранилась традиция ведения работ времён существования ГИРД, когда объединившиеся энтузиасты развития новой техники вели разработку ракет по собственным индивидуальным проектам. Сейчас было другое время и другая задача - создание рабочего образца жидкостной баллистической ракеты, превышающей боевые возможности дальнобойной ствольной артиллерии. И опять приходится отмечать, что конструкторы создавали проекты по своему разумению, не имея ни технического задания, ни тактико-технических требований от военного заказчика, как и какой-либо заинтересованности в выполняемых ими работах от Артиллерийского управления. Однако в критические моменты в работе КБ-7 представители военного ведомства принимали участие в составе инспекционных комиссий и, отмечая недостатки в работе, рекомендовали объединить КБ-7 с РНИИ, позднее - с НИИ-3. Тем не менее, руководству КБ-7 удавалось сохранять самостоятельность КБ.

Отношение управляющих военно-промышленных структур к разработчикам баллистического ракетного вооружения наглядно проявлялось в последовательной передаче КБ-7 из Наркомата обороны в Наркомат оборонной промышленности (1937 г.), а затем в Наркомат боеприпасов (1939 г.). И в каждом наркомате поднимался вопрос об объединении КБ-7 и НИИ-3.

Возвращаясь к истории создания в КБ-7 баллистических ракет, следует отметить, что единственной разработкой, предназначенной для боевого применения, была ракета Р-05 с проектной

дальностью полёта 50 км и массой боезаряда до 5 кг. Работы по созданию этой ракеты велись с начала 1938 г., и по мнению разработчиков в её проекте был воплощён весь накопленный за прошедшие годы опыт создания ракетной техники в КБ-7.

Завершить разработку этой ракеты коллективу КБ-7 не представилось возможным, до окончания её отработки КБ-7 в апреле 1939 г. было расформировано, и всё его "хозяйство" вместе с рабочим коллективом переведено в состав НИИ-3. Перевод КБ-7 в НИИ-3 сопровождался передачей тематического наследия, которое требовало критического анализа для определения перспектив его использования. С этой целью были проведены обсуждения на Научно-техническом совете (НТС) в НИИ-3 (июль 1939 г.) и на расширенном (с участием представителей Наркомата обороны) НТС Наркомата боеприпасов (август 1939 г.).

В процессе обсуждений на НТС было отмечено, что представленная в качестве боевого образца ракета Р-05 не соответствует требованиям к перспективному артиллерийскому вооружению как по дальнобойности, так и по массе боезаряда, а применение криогенного компонента топлива (жидкого кислорода) ограничивает использование ракет во фронтовых условиях. Выказывались также сомнения в целесообразности дальнейшей разработки жидкостных ракет, которые по боевым характеристикам в настоящее время уступают не только ствольной артиллерии, но и пороховым реактивным снарядам, подтвердившим эффективность в воздушных боях с авиацией Японии в июле 1939 г.

НТС Наркомата боеприпасов поддержал решение НТС НИИ-3 и в своём решении определил стратегию дальнейшего развития ракетной техники на ближайшие годы: сосредоточить научно-технические и опытно-конструкторские работы в НИИ-3 на совершенствовании боевых характеристик пороховых реактивных снарядов для авиации и наземного применения. Жидкостную тематику ориентировать на разработку ракетных ускорителей для их использования на винтомоторных самолётах.

Работы в области создания жидкостных ракет в НИИ-3 продолжались в плане исследования отдельных научных вопросов, используя при этом как конструкторские, так и производственные заделы КБ-7.

После принятия решения НТС Наркомата боеприпасов в августе 1939 г. о прекращении тематических работ по созданию жидкостных баллистических ракет, в НИИ-3 в инициативном порядке было разработано несколько вариантов ракет дальностью полёта до 20 км. Из них две ракеты с комбинированными двигателями, получившие обозначение "Р-604" и "Р-521", были изготовлены и в течение конца 1940 г. и первой половины 1941 г.



*Л.К. Корнев рядом с ракетой Р-03*

прошли лётные испытания. Однако, их негативные боевые и технико-экономические характеристики: низкая точность попадания в цель, а также технологическая сложность и высокая стоимость изготовления послужили основанием для прекращения дальнейших работ по их совершенствованию. Начавшаяся 22 июня 1941 г. Великая Отечественная война полностью исключила работы в этом направлении. К разработке боевых жидкостных баллистических ракет дальнего действия в СССР вернулись только в 1946 г. после принятия упомянутого правительственного Постановления от 13 мая 1946 г.

Завершая изложение первого этапа создания в СССР ракетного вооружения, целесообразно подвести некоторые итоги, используя тезисную форму.

Поскольку работы велись по двум направлениям: пороховые снаряды и жидкостные ракеты, рассмотрим историю работ по каждому направлению отдельно.

#### **Пороховые реактивные снаряды.**

История создания пороховых реактивных снарядов имеет следующие особенности:

- разработка снарядов в ГДЛ и в последствии в РНИИ, а затем и в НИИ-3 явилась продолжением использования реактивной артиллерии российской армией в XVIII-XIX вв. и велась на профессиональном уровне инженерами-артиллеристами и учёными-химиками;
- работы на всём протяжении их проведения поддерживались военными служащими Артиллерийского управления;
- первые положительные результаты были получены при разработке авиационных пороховых снарядов;
- успешное применение пороховых снарядов в боях с Японией послужило основанием для государственного заказа на разработку снарядов наземного применения;
- в процессе выполнения этого заказа была разработана мобильная установка залпового огня;
- высшее командование Красной Армии сомневалось в эффективности наземного реактивного вооружения и только после замены Наркома обороны боевая установка была принята на вооружение;
- установка залпового огня "Катюша" свой первый залп по врагу нанесла 14 июля 1941 года.

#### **Жидкостные баллистические ракеты.**

Создание жидкостных баллистических ракет в СССР имеет сложную и драматическую историю. Её начало было положено увольнением из РНИИ группы бывших работников ГИРД, отстаивающих техническую идею разработки боевых баллистических ракет, не исключая разработку принятых в РНИИ крылатых ракет. Дальнейшая история работы этой группы имеет следующие особенности:

- в середине 1934 г. самостоятельная группа по согласованию с УВИ разрабатывает проект боевой ракеты "КПД", а несколько позднее проект "КПД-2", но не имеет возможности их изготовить;
- руководство УВИ предлагает начальнику Артиллерийского управления включить конструкторов ракет "КПД" в штат мастерских Артиллерийского управления, но получает отказ из-за отсутствия свободных штатных единиц;
- в марте 1935 г. лидер группы Л.К. Корнеев предлагает организовать в составе Артиллерийского управления конструкторскую группу в количестве 15 - 20 человек;
- руководство УВИ и Артиллерийского управления предлагают включить группу Л.К. Корнеева в состав РНИИ и направляют комиссию для ревизии работы группы;
- комиссия отметила ряд организационных недостатков и теоретических ошибок в технических расчётах и предложила все новые ракеты разрабатывать только в РНИИ;
- по итогам этой ревизии Л.К. Корнеев обращается с письмом к И.В. Сталину с просьбой-требованием организовать под его руководством ракетное КБ, но ответа не получил;
- следующие письма аналогичного содержания были направлены М.Н. Тухачевскому и начальнику Артиллерийского управления;

- неудовлетворённый работой РНИИ М.Н. Тухачевский в августе 1935 г. принял решение организовать при Артиллерийском управлении конструкторскую группу в составе 20 человек под руководством Л.К. Корнеева;

- в течение последующего года численность группы возросла, в ноябре 1936 г. был введён в эксплуатацию производственно-испытательный комплекс и группа была реорганизована в Конструкторское бюро № 7 при Артиллерийском управлении (КБ-7 АУ);

- коллектив КБ-7 за 2,5 года существования разработал 9 проектов баллистических ракет (4 из них прошли лётные испытания) и около 50 вариантов ЖРД;

- первыми изготовленными в КБ-7 были ракеты Р-03 и Р-06 - модернизированные в 1936 г. варианты разработанных в 1934 г. метеорологических ракет. О их успешных лётных пусках в апреле 1937 г. Л.К. Корнеев радостно сообщил в письмах И.В. Сталину и К.Е. Ворошилову. Упомянул и о трудностях работы, в том числе и в условиях военного ведомства;

- для проверки положения дел в КБ-7 была направлена комиссия Контроля при Наркоме обороны, которая сделала выводы о нецелесообразности дальнейшей самостоятельной работы КБ-7;

- по предложению комиссии КБ-7 было переведено в Наркомат оборонной промышленности, в составе которого функционировал НИИ-3, что дало основание руководству НКОП рассмотреть вопрос объединения этих организаций;

- борьба Л.К. Корнеева за сохранение самостоятельности КБ-7 привела к переводу КБ в 1939 г. во вновь организованный Наркомат боеприпасов, где в апреле 1939 г. состоялось объединение КБ-7 и НИИ-3;

- при обсуждении результатов деятельности КБ-7 научно-технический совет НИИ-3 отметил, что разработанные ракеты, кроме не завершённой Р-05, не имеют отношения к решению задачи - создание боевых жидкостных баллистических ракет дальнего действия, для чего, собственно, и организовывалось КБ-7;

- решением расширенного (с участием представителей Наркомата обороны) НТС Наркомата боеприпасов дальнейшие работы по жидкостной тематике в НИИ-3 были ограничены проведением научно-исследовательских работ;

- следует отметить, что в течение всего времени проведения научно-технических и производственных работ КБ-7 не имело ни технических заданий, ни тактико-технических требований от военного ведомства, представители которого принимали участие только в составах контрольно-ревизионных комиссий, расследовавших производственную деятельность КБ-7.

Драматическая история организации, трудовой деятельности и расформирования ракетного КБ-7 свидетельствует о негативном отношении государственных органов в 30-х годах в СССР к созданию нового типа военной техники - ракетному вооружению дальнего действия. В эти годы оно не имело своего места в стратегическом плане строительства вооружённых сил СССР. С скромными достижениями коллективов НИИ-3 и КБ-7 в области разработки жидкостных ракет не выдерживали сравнения с возможностями ствольной артиллерии и не вызывали интереса у командного состава РККА, героев гражданской войны, в основном, кавалеристов. По меткому замечанию У. Черчилля: *"Генералы всегда готовятся к прошедшей войне"*. Стратегический план обороны СССР на ближайшие годы не предусматривал нанесения ударов по территории противника глубиной в сотни километров, в связи с чем Наркомат обороны не проявлял интереса к разработкам ракетного вооружения дальнего действия. "Чёрной меткой" для ракетной техники стало *"разоблачение иностранного шпиона и врага народа"* М.Н. Тухачевского, идеолога и вдохновителя вооружения РККА новыми типами оружия, в том числе ракетами дальнего действия.

Производственная деятельность и само существование КБ-7 в 30-х годах XX века не самая яркая страница истории создания отечественной ракетной техники, но как из песни слова не выбросишь, так и без упоминания о КБ-7 и его работе отечественная история создания жидкостных баллистических ракет дальнего действия была бы не полной.

# ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

## НОВЫЕ АСПЕКТЫ СЖИМАЕМОСТИ РЕАЛЬНЫХ ГАЗОВ

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

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

*В данной работе анализируются модели термодинамических процессов в зависимости от их сложности. Рассматриваются различные уравнения состояния. Проведен подробный анализ сжимаемости реальных газов. Получена новая форма записи уравнения состояния для реальных газов с учетом энтропии, позволяющая учитывать реальные свойства газов. Представлена запись коэффициента сжимаемости как отношения энтропии к газовой постоянной.*

*In this paper, models of thermodynamic processes are analyzed depending on their complexity. Various equations of state are considered. A detailed analysis of the compressibility of real gases has been carried out. A new form of writing the equation of state for real gases is obtained, taking into account entropy, which allows taking into account the real properties of gases. A record of the compressibility coefficient is presented as the ratio of entropy to the gas constant.*

**Ключевые слова:** турбулентность, сжимаемость, высокоэнтальпийный поток, энтропия, газовая постоянная.

**Keywords:** turbulence, compressibility, high-enthalpy flow, entropy, gas constant.

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 приближены, что их необходимо подправлять путем сравнения с 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 на выходе некой производной, позволяющей их дорабатывать с течением времени. Побольше надо в себе сомневаться и не считать себя ученым всех времён и народов. Найдутся люди, которые укажут тебе на твоё место.

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, казалось бы, забыты, 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 вожделием 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 великоленному 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. Но все-таки попробуем посмотреть на некоторые достижения науки критически и поискать среди уже сделанного, неучтенное. То, что позволит приблизиться ещё больше к реальности. А, именно, в нашем случае к реальным газам, продуктам сгорания в РД. К их закономер-

ностям и тем самым хоть на немножко снизить затраты на отработку и создание изделий нашей российской ракетной науки и техники.

### 1 Анализ уравнений состояния

Прежде всего 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:

$$pV/T = R.$$

При этом идеальными газами называются газы, у которых молекулы представляют собой материальные точки и между молекулами отсутствуют силы взаимодействия.

Уравнение состояния идеальных газов - уравнение Менделеева-Клапейрона:

$$\text{для } 1 \text{ кг газа } pV = RT; \text{ для } G \text{ кг газа } pV = GRT,$$

где  $R$  - газовая постоянная газа;  $T$  - абсолютная температура газа.

Используя уравнение Авогадро, уравнение Менделеева-Клапейрона можно привести к виду:

$$\text{для } 1 \text{ кмоль газа } pV = RT; \text{ для } G \text{ кмоль газа } pV = GRT,$$

где  $\mu R = R = 8314$  (Дж/кмоль К) - универсальная газовая постоянная, не зависит от природы газов.

Для реальных газов вводится поправка  $pV = zRT$ , где  $z$  - коэффициент сжимаемости.

Часто для расчетов используется уравнение Ван дер Ваальса:

$$\left( p + \frac{a}{V^2} \right) (V - b) = RT.$$

Здесь коэффициент  $a$  учитывает взаимодействие между молекулами, коэффициент  $b$  - объём собственно молекул. Уравнение Ван дер Ваальса является наиболее удачным приближением, описывающим поведение реальных газов в рамках термодинамических подходов. Уравнение является кубическим и удовлетворительно совпадает с экспериментальными результатами для различных газов.

В 1861 г. ирландский физик Т. Эндрюс экспериментально исследовал зависимость давления углекислого газа от объёма при изотермическом сжатии. На рис. 1 схематично представлены результаты опытов, подобных опы-

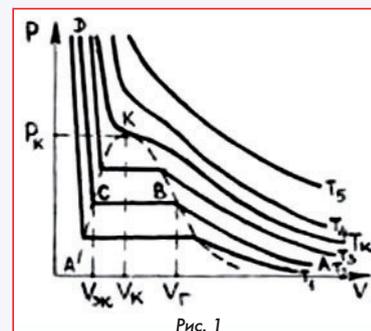


Рис. 1

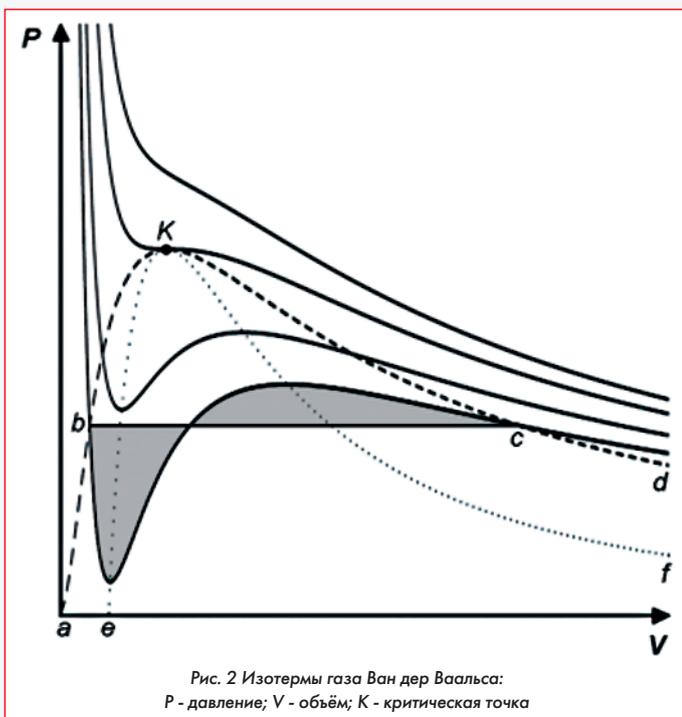
там Т. Эндрюса. Рассмотрим изотерму ABCD.

На участке *AB* уменьшение объёма, занятого газом, сопровождается увеличением давления сначала обратно пропорционально объёму, затем всё медленнее.

В точке *B* начинается конденсация газа и продолжается при постоянном давлении, называемом давлением насыщенных паров, до точки *C*. В точке *C* процесс конденсации газа заканчивается, при дальнейшем уменьшении объёма осуществляется сжатие жидкости (участок *CD*), сопровождающееся быстрым ростом давления, свидетельствующее о том, что жидкость слабо сжимаема. При уменьшении давления, действующего на жидкость, вещество пройдет те же состояния в обратном порядке: оно расширится по пути *DC* до точки кипения, произойдет испарение (путь *CB*), а затем получившийся пар расширится до исходного давления (точка *A*).

На участке *BC* не только давление, но и температура постоянны. Крайним точкам отрезка *BC* соответствуют однофазные состояния вещества: точке *C* (объём  $V_{ж}$ ) - жидкое, а точке *B* (объём  $V_{г}$ ) - газообразное. В промежуточном двухфазном состоянии с объёмом  $V$  часть вещества с количеством молей  $V_{ж}$  находится в жидком, а часть с количеством молей  $V_{г}$  - в газообразном состоянии.

На рис. 2 для сравнения представлены изотермы Ван дер Ваальса в аналогичных координатах.



*abKcd* - бинодаль (граница области двухфазного равновесия; область под колоколом бинодали - область двухфазного равновесия жидкость-пар);

*eKf* - спинодаль (граница между областями метастабильных и термодинамически неустойчивых состояний; область под колоколом спинодали - нереализуемые состояния);

*bc* - коннода (линия конденсации);

*abKe* - область перегретой жидкости;

*dckf* - область переохлаждённого пара;

площади закрасненных фигур под изобарой *bc* и над ней равны (правило Максвелла, 1875).

Наиболее интересным моментом является критическая точка и параметры в ней. Критическими параметрами газа называются значения его макропараметров (давления, объёма и температуры) в критической точке, то есть в таком состоянии, когда жидкая и газообразная фазы вещества неразличимы. Критические параметры являются важнейшими термодинамическими постоянными вещества. Критическая температура  $T_k$  - это температура, при которой и выше которой газ никаким сжатием не может быть переведен в жид-

кое состояние. Критическое давление - это такое давление, при котором и выше которого жидкость невозможно перевести в газообразное состояние никаким изменением температуры.

## 2 Сжимаемость

Когда говорят о реальных газах, то пользуются и другими эмпирическими законами, но уравнение Ван-дер-Ваальса, учитывающее объём, занимаемым молекулами и внутреннее давление, обусловленное взаимным притяжением этих молекул, пожалуй, самое популярное.

В работе [1] дано определение: "Все реальные газы являются парами 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 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 её газовой постоянной  $R$ . При этом  $d(S/R) = 0$ . Или  $(S = R)$ . Что это означает? Это означает то, что и

$$\frac{pV}{ST} \frac{RT}{pV} = \frac{R}{S} = Z.$$

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

$$\frac{pV}{ST} = Z = \frac{pV}{RT}.$$

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 термодинамический 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 Второго 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 домножим и разделим это отношение на температуру. Получим под дифференциалом отношение связанной энергии  $ST$  к большому термодинамическому потенциалу  $RT$ :

$$RTd\left(\frac{ST}{RT}\right) = \frac{1}{k-1} RdT - \frac{RT}{p}.$$

Далее преобразуем:

$$d\left(\frac{S}{R}\right) = d\ln \frac{T^{\frac{1}{k-1}}}{p} \quad \text{или} \quad d\left(\frac{S}{R}\right) = d\ln \frac{T^{\frac{1}{k-1}}}{P}.$$

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

$$dZ = d\left(\frac{1}{\ln \frac{T^{\frac{1}{k-1}}}{p}}\right).$$

В связи с проделанными выкладками, и, учитывая, что газовая постоянная тоже является энтропией, в общем виде для реальных газов можно записать новую формулировку уравнения состояния:

$$PV = ST.$$

3 Критические параметры чистого вещества и смесей газов

Критические параметры являются важнейшими термодинамическими постоянными вещества. Впервые критическую температуру и критическое состояние вещества открыл знаменитый русский ученый Дмитрий Иванович Менделеев. Критическая температура  $T_k$  - это температура, при которой и выше которой газ никаким сжатием не может быть переведен в жидкое состояние. Критическое давление  $P_k$  - это такое давление, при котором и выше которого жидкость невозможно перевести в газообразное состояние никаким изменением температуры.

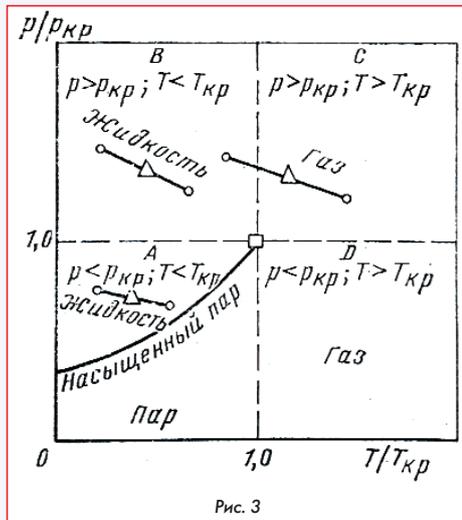
В закритической области ( $P > P_k; T > T_k$ ) вещество может находиться только в однофазном состоянии. Условным признаком непрерывности однофазного состояния вещества является возможность перехода его из любого однофазного исходного состояния в другое однофазное состояние путём непрерывных изменений параметров состояния, минуя фазовые энергетические барьеры.

Используя в расчетах зависимости  $pV = zRT$ , следует понимать что коэффициент сжимаемости ( $z$ ) учитывает различие между идеальным и реальными газами (для идеального газа  $z = 1$ ). Коэффициент сжимаемости является функцией давления, температуры и зависит от природы газа.

Таким образом, если рассматривать области, где присутствует вещество в газовой фазе, для которого справедливы полученные уравнения для сжимаемости, выраженные через энтропию газа и газовую постоянную, то в соответствии с рис. 3 [3] - это второй и третий квадранты.

Сжимаемость в области первого и четвертого квадрантов может быть вычислена в соответствии с рис. 4.

Внимательный анализ показывает, что разделение на квадранты происходит в точке, где значения давления и температуры являются критическими, то есть в точке минимума. Справа и вверх от этой точки вещество будет в газообразном состоянии. Причем выше от неё, хоть и при низких давлениях, газ по свойствам не будет отличаться от жидкости и можно использовать газовые законы. Справедливым будет применение функции энтропии и газовой постоянной.



4 Анализ уравнения импульсов

В работе [4] было получено уравнение импульсов для реальных термодинамических систем, учитывающее релаксационные процессы, происходящие с продуктами сгорания РД:

$$\frac{dj}{d\tau} = -gradP + \frac{4}{3} v grad div j - v rot rot j - P grad ln \left( \rho^{\frac{k+1}{k-1}} e^{\frac{Q_p - ST}{RT}} \right).$$

В последнем члене за градиентом стоит величина, являющаяся логарифмом константы равновесия, и при её постоянстве этот член пропадает, а уравнение соответствует уравнению Навье-Стокса. Ранее было показано, что последний член пропадает при предположении "замороженного" или "равновесного" течений.

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 ( $Q_p - ST$ ) следует оставить величину свободной энергии  $F = G - RT = Q_p - RT - ST$ . Величина свободной энергии (потенциал Гельмгольца) однозначно отражает интенсивность химической реакции и она (интенсивность) тем больше, чем больше величина потенциала Гельмгольца. Записав потенциал в виде разности внутренней энергии и связанной энергии:  $F = U - ST$ , учитывая результаты анализа второго начала термодинамики [5], 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 начало прекращения реакций. Для этого приравняем правую часть потенциала к нулю:  $U - ST = 0$ .

Из молекулярно-кинетической теории [4] следует, что:

$$U = \frac{3}{2} RT.$$

Тогда если:

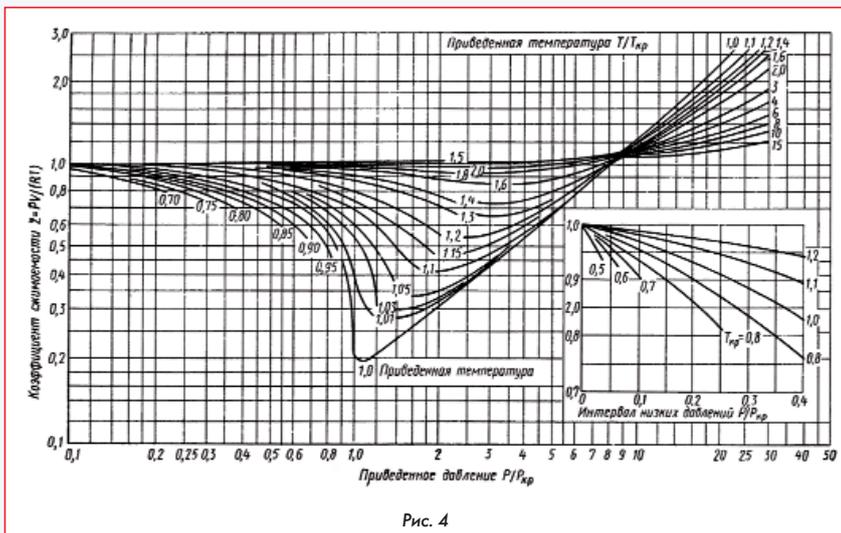
$$ST = \frac{3}{2} RT, \text{ то } \frac{1}{k-1} RT - \frac{3}{2} RT = 0 \text{ и } k = \frac{5}{3} = 1,666...$$

Аналогичное решение получается при равенстве потенциала Гиббса нулю.

Это означает, что, начиная с показателя адиабаты  $k = 1,666...$  химические процессы в термодинамической системе прекращаются. И действительно, ведь показатель адиабаты  $k \approx 1,67$  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 справочника [6] приводятся значения показателей адиабаты 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  $k = 1,666$ .

Даже кислород не является исключением. Что же это значит? 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 процесс воспламенения топлив?



**5 Выводы**

На основании глубокого термодинамического анализа можно сделать следующие выводы:

1. Получено уравнение состояния для реальных газов, использующее новую интерпретацию второго начала термодинамики.

2. Получены и объяснены с термодинамической точки зрения границы нейтральных областей химически активных газов.

3. Получено соотношение для сжимаемости, связанное с энтропией и газовой постоянной.



**Список источников:**

1. Г.А. Мухачев, В.К. Шукин. 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. 2016. № 5.
3. В.С. Авдеевский, Б.М. Галицкий, В.К. Кошкин и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. М.: Машиностроение, 1975.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Вывод уравнения импульсов из начал термодинамики // Двигатель. 2016. № 3.
5. А.К. Кикоин, И.К. Кикоин. Молекулярная физика. М.: Наука, 1976.
6. Таблицы физических величин. Справочник под ред. акад. И.К. Кикоина. М.: Атомиздат, 1976.

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com

УДК.334.723+658.14/.17

# ФИНАНСОВЫЙ АНАЛИЗ РЕНТАБЕЛЬНОСТИ ПРОИЗВОДСТВА ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

**Аделия Юрьевна Бурова,**

старший преподаватель ФГБОУ ВО "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (МАИ)  
**Капитолина Юрьевна Бурова,** главный специалист АО "Т-Банк"

*В данной статье рассматриваются вопросы, связанные с исследованием возможностей оценки перспективности производства авиационной техники. Цель исследования – выбор коэффициентов рентабельности производства авиационных двигателей для оценки его перспективности. При выполнении исследования применялись методы сравнительного анализа и программного моделирования. Результаты исследования показали и подтвердили возможность использования результатов выбора коэффициентов рентабельности производства таких двигателей для повышения инвестиционной привлекательности двигателестроительных компаний.*

*This article discusses issues related to the study of the possibilities of assessing the prospects for the production of aviation equipment. The purpose of the study is to select the profitability coefficients of aircraft engine production to assess its prospects. Methods of comparative analysis and software modeling were used in the study. The results of the study showed and confirmed the possibility of using the results of the selection of profitability coefficients for the production of such engines to increase the investment attractiveness of engine companies.*

**Ключевые слова:** авиационный двигатель, двигателестроительная компания, инвестиционная привлекательность, коэффициент рентабельности, финансовый анализ.

**Keywords:** aircraft engine, engine building company, investment attractiveness, profitability coefficient, financial analysis.

**Введение**

Постоянное ужесточение антироссийских санкций и постепенное импортозамещение авиационной техники изделиями российских производителей такой техники обуславливают актуальность финансового анализа рентабельности производства авиационных двигателей [1]. Финансовый анализ позволяет получить информацию о рентабельности их производства, которая может быть полезной как потребителям продукции двигателестроительных компаний, так и потенциальным инвесторам [2]. Качество и количество этой информации могут оказывать влияние на инвестиционную привлекательность таких компаний [3].

При оценке эффективности работы двигателестроительной компании прибыль играет важную роль, но без финансового анализа рентабельности производства авиационных двигателей трудно оценить перспективность этого производства с точки зрения его доходности [2, 4]. Поскольку его рентабельность соотносит величину полученной прибыли с размером средств, которые позволили её получить, то коэффициенты рентабельности производства авиационных двигателей помогают оценивать насколько эффективно используются эти средства. Такие коэффициенты показывают эффективность использования основных средств двигателестроительной компании и её оборотных активов одновременно [5, 6].

Прежде чем вложить деньги в производство авиационных

двигателей, инвестору важно убедиться, что он не потеряет при этом свои инвестиции и наверняка получит от них доход [4]. Поскольку рентабельность - это относительный показатель экономической эффективности, который рассчитывается как отношение чистой прибыли к стоимости основных фондов и оборотных средств, её формирующим, то, чем выше рентабельность этого производства, тем перспективнее его развитие двигателестроительными компаниями [5, 6]. Поиск резервов повышения их инвестиционной привлекательности стимулирует исследование возможностей оценки перспективности производства авиационной техники [7, 8].

**Цель и методы исследования**

Цель исследования - выбор коэффициентов рентабельности производства авиационных двигателей для оценки его перспективности [6]. При выполнении исследования применялись методы сравнительного анализа и программного моделирования [9, 10]. Для достижения заявленной цели использованы опубликованные результаты известных исследований [2, 3].

**Результаты исследования**

Исследования показали и подтвердили возможность использования результатов выбора коэффициентов рентабельности производства авиационных двигателей для повышения инвестици-

онной привлекательности двигателестроительных компаний. Рентабельность является одним из важнейших факторов этого производства. Количественные оценки его рентабельности обеспечивают её коэффициенты. Коэффициент рентабельности производства авиационных двигателей - это отношение общей суммы прибыли (балансовой прибыли), так называемой "чистой прибыли", получаемой двигателестроительной компанией за определенный период времени (либо месяц, либо квартал, либо год), к средней стоимости её основных производственных фондов и оборотных средств для этого периода. Такие коэффициенты могут выражаться в процентах или в конкретной величине "чистой прибыли", полученной на единицу вложенного ресурса.

Авиационное двигателестроение - одна из высокотехнологичных отраслей российской экономики. Отечественные двигатели для воздушных судов (самолётов и вертолётов) гражданской авиации производят компании, интегрированные в Объединённую двигателестроительную корпорацию. Сформированное во исполнение Указа Президента Российской Федерации от 16 апреля 2008 года № 497 и Распоряжения Правительства Российской Федерации от 04 октября 2008 года № 1446-р Акционерное общество "Объединённая двигателестроительная корпорация" (ОДК) Госкорпорации "РОСТЕХ" специализируется на разработке, серийном изготовлении и сервисном обслуживании газотурбинных двигателей для воздушных судов и космических аппаратов, а также для энергетических установок. Эта двигателестроительная корпорация планирует существенно нарастить выпуск газотурбинных двигателей (ГТД) для самолётов и вертолётов, обеспечивая так называемый "взрывной" рост объёмов выпуска своей продукции, как показано на рисунке 1 [11]. В рамках российской программы импортозамещения эта продукция ОДК должна заменить зарубежные образцы двигателей на российском среднемагистральном самолёте МС-21, предназначенном для перевозки пассажиров, багажа, грузов на внутренних и международных авиалиниях и призванном конкурировать с иностранными аналогами [1].



Рис. 1 "Взрывной" рост объёмов выпуска газотурбинных двигателей ОДК  
<https://www.ixbi.com/news/2024/01/21/2024-3118-900-2023.html>

Тот факт, что успешность производства этой корпорацией первого в современной России турбовентиляторного двигателя для гражданской авиации (ГТД-14) была отмечена Президентом Российской Федерации В.В. Путиным и генеральным директором Госкорпорации "РОСТЕХ" С.В. Чемезовым, свидетельствует о значимости отрасли авиационного двигателестроения для российской экономики [12].

Производство авиационных двигателей связано с использованием дорогостоящего металла, поскольку их конструктив изготавливается из титана, никеля и их сплавов. Поэтому рентабельность такого производства во многом зависит от роста цен на металл. В условиях их роста необходимо решать задачи повышения конкурентоспособности продукции двигателестроительных компаний, предназначенной для воздушных судов гражданской авиации.

Конкуренция производителей авиационных двигателей может приводить к снижению инвестиционной привлекательности двигателестроительных компаний. При высоком уровне их конкуренции каждая из этих компаний пытается снизить цены на свою продук-

цию, чтобы повысить спрос на неё. Низкий уровень такой конкуренции позволяет двигателестроительным компаниям устанавливать комфортную для себя цену на авиационные двигатели и инвестировать в развитие их производства.

В отраслевой экономике авиационного двигателестроения необходимо различать общую и расчётную рентабельность производства авиационных двигателей для гражданской авиации. Чтобы их производство велось с минимальными затратами и издержками, необходим финансовый анализ как общей, так и расчётной его рентабельности, обеспечивающий выбор наиболее эффективного и рентабельного варианта развития этого производства. Такой анализ позволяет сопоставлять показатели работы двигателестроительных компаний, разных по объёмам и структуре, чтобы оценивать относительный уровень перспективности производства авиационных двигателей с точки зрения его прибыльности.

Объективность финансового анализа рентабельности производства авиационных двигателей обеспечивается разнообразием коэффициентов его рентабельности. Эти коэффициенты отражают экономическую эффективность такого производства и могут показывать, насколько оно прибыльное и стоит ли в него вкладывать средства. Информация для их расчета содержится в финансовой отчетности двигателестроительных компаний.

Выбор коэффициентов рентабельности производства авиационных двигателей способствует повышению объективности сравнительных оценок эффективности работы двигателестроительных компаний для повышения их инвестиционной привлекательности. Чем выше числовые значения таких коэффициентов, тем прибыльнее компания, поскольку их числовые значения показывают, насколько эффективно используются её ресурсы. Сравнение этих значений, рассчитываемых для разных компаний отрасли авиационного двигателестроения, позволяет оценить их конкурентоспособность и перспективность производства ими авиационных двигателей.

### 1 Коэффициенты общей рентабельности производства авиационных двигателей

Коэффициенты общей рентабельности производства авиационных двигателей представляют собой отношения общей суммы балансовой прибыли двигателестроительной компании к средней для расчетного периода стоимости основных производственных фондов и оборотных средств, обеспечивающих такую прибыль. Числовые значения этих коэффициентов соотносят величину всей полученной прибыли с размером всей использованной стоимости оборотных средств, как собственных, так и заёмных. Эти коэффициенты можно рассчитывать в процентах по формуле (1.1) или в абсолютных показателях по формуле (1.2). В качестве таких показателей могут быть использованы денежные единицы, используемые как общепринятое средство платежа и расчетов. В обеих формулах использованы следующие принятые условные обозначения:

$AEPTPC_{AP}$  - коэффициент расчётной рентабельности производства авиационных двигателей в процентах (aircraft engine production total profitability coefficient as a percentage);

$AEPTPC_{AT}$  - коэффициент расчётной рентабельности производства авиационных двигателей в абсолютных показателях (aircraft engine production total profitability coefficient in absolute terms);

$BSPOEC$  - балансовая прибыль двигателестроительной компании (balance sheet profit of engine company);

$AVOFAC$  - средняя стоимость основных фондов (average value of fixed assets cost);

$AVONWC$  - средняя стоимость нормируемых оборотных средств (average value of normalized working capital).

$$AEPTPC_{AP} = \frac{BSPOEC \cdot 100}{AVOFAC + AVONWC}, [\%]. \quad (1.1)$$

$$AEPTPC_{AT} = \frac{BSPOEC}{AVOFAC + AVONWC}, [-]. \quad (1.2)$$

## 2 Коэффициенты расчётной рентабельности производства авиационных двигателей

Коэффициенты расчётной рентабельности производства авиационных двигателей представляют собой отношения расчетной суммы балансовой прибыли двигателестроительной компании за вычетом фиксированных платежей за кредиты и фонды, вносимых в государственный и местные бюджеты и банкам, к средней для расчетного периода стоимости основных производственных фондов и нормируемых оборотных средств за вычетом средней для расчетного периода стоимости льготных фондов, освобожденных от платы за имущество. Числовые значения этих коэффициентов могут характеризовать какой ценой и размерами каких средств получена балансовая прибыль, остающаяся в распоряжении двигателестроительных компаний. Эти коэффициенты можно рассчитывать в процентах по формуле (2.1) или в абсолютных показателях по формуле (2.2). В качестве таких показателей могут быть использованы денежные единицы, используемые как общепринятое средство платежа и расчетов. В обеих формулах использованы следующие принятые условные обозначения:

$AEPEPC_{AP}$  - коэффициент расчётной рентабельности производства авиационных двигателей в процентах (aircraft engine production estimated profitability coefficient as a percentage);

$AEPEPC_{AT}$  - коэффициент расчётной рентабельности производства авиационных двигателей в абсолютных показателях (aircraft engine production estimated profitability coefficient in absolute terms);

$BSPOEC$  - балансовая прибыль двигателестроительной компании (balance sheet profit of engine company);

$FPFLAF$  - фиксированные платежи за кредиты и фонды (fixed payments for loans and funds);

$AVOFAC$  - средняя стоимость основных фондов (average value of fixed assets cost);

$AVONWC$  - средняя стоимость нормируемых оборотных средств (average value of normalized working capital);

$AVOPFC$  - средняя стоимость льготных фондов (average value of preferential funds cost).

$$AEPEPC_{AP} = \frac{(BSPOEC - FPFLAF) \cdot 100}{AVOFAC + AVONWC - AVOPFC}, [\%]. \quad (2.1)$$

$$AEPEPC_{AT} = \frac{BSPOEC - FPFLAF}{AVOFAC + AVONWC - AVOPFC}, [-]. \quad (2.2)$$

### Заключение

На сегодняшний день, одной из насущных проблем для отрасли авиационного двигателестроения является сохранение рентабельности производства авиационных двигателей и коммерческого успеха деятельности двигателестроительных компаний путем поддержания активности в условиях непрерывно изменяющейся внешней среды. Высокий уровень рентабельности этого производства определяет его перспективность и конкурентоспособность таких компаний в условиях изменения рыночной конъюнктуры.

Рентабельность производства авиационных двигателей является наиболее обобщающим показателем его экономической эффективности, поскольку соизмеряет величину получаемой от него прибыли с размерами затрачиваемых на него средств, с помощью которых получается эта прибыль. Чем меньше производственных фондов использовано для получения определенной суммы прибыли, тем выше рентабельность производства авиационных двигателей, а значит, выше эффективность работы двигателестроительных компаний. Чем выше их прибыль и чем с меньшей стоимостью основных фондов и оборотных средств она достигнута, тем перспективнее это производство с точки зрения его прибыльности, а значит выше инвестиционная привлекательность компаний отрасли авиационного двигателестроения.

Выбор коэффициентов рентабельности производства авиационных двигателей позволяет менять инвестиционную привлекательность двигателестроительных компаний разных по объёмам и

структуре, сопоставляя эти коэффициенты их рентабельности. Используя различные коэффициенты рентабельности производства авиационных двигателей и разные формулы их расчета можно в точных цифрах определить эффективность вложения средств и использования ресурсов, чтобы определить выгоду от такого производства и наиболее выгодные способы вложения в него средств. Числовое значение коэффициента его рентабельности показывает величину прибыли, которая получается за единицу затраченного ресурса. Оно позволяет оценить, какую прибыль или убыток получает двигателестроительная компания от использования своих ресурсов.

При расчёте коэффициенты рентабельности производства авиационных двигателей выбираются в зависимости от того, эффективность использования какого ресурса нужно проверить. Чем меньше фондов используется для получения определенной суммы прибыли, тем выше эффективность работы двигателестроительных компаний и их инвестиционная привлекательность. Насколько эффективно используются ими ресурсы показывают числовые значения коэффициентов общей и расчётной рентабельности производства авиационных двигателей. □

### Список источников

- Капогузов Е.А. Импортозависимость российской гражданской авиационной промышленности // Вестник Томского государственного университета. Экономика. - 2022. № 58. С. 58-76.
- Долганова Я.А., Гришина Д.С. Финансовая устойчивость авиационной двигателестроительной отрасли Российской Федерации (на примере АО "Объединенная двигателестроительная корпорация") // Вестник Прикамского социального института. 2020. № 3 (87). С. 127-131.
- Долганова Я.А., Гришина Д.С. Методический подход к оценке инвестирования авиационной двигателестроительной отрасли (на примере предприятий ОДК) // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Экономические науки. 2021. Т. 14, № 1. С. 58-74.
- Долгая М.В., Калинин Д.Д. Прибыль и рентабельность предприятия: сущность, показатели и пути повышения // Бенефициар. - 2020. - № 16. - С. 3-5.
- Гоник Г.Г., Даренский Р.Н. Рентабельность и пути ее повышения // Colloquium-journal. 2020. № 13 (65). С. 128-132.
- Жирова Г.В., Рамазанова А.Д. Рентабельность предприятия: понятие, сущность и основные коэффициенты // Молодой ученый. 2023. № 52 (499). С. 78-80.
- Зыкова Н.В., Резниченко М.С. Анализ рентабельности предприятия // Молодой ученый. 2020. № 3 (293). С. 347-348.
- Пильникова И.Ф. Рентабельность один из важных показателей оценки финансовых результатов деятельности предприятия // Образование и право. 2022. № 9. С. 167-171.
- Вертунов В.Д. Методы экономического анализа предприятия // Экономика современного предприятия. 2020. № 9. С. 41-48.
- Кожушко Е.А. Методики расчета и анализа рентабельности как одного из основных показателей эффективности деятельности предприятия // Молодой ученый. 2022. № 48 (443). С. 124-126.
- В 2024 году в России произведут 3118 газотурбинных двигателей для самолётов, вертолётов и энергетических установок - почти на 900 больше, чем в 2023 году › ixbt.com › Новости. - URL: <https://www.ixbt.com/news/2024/01/21/2024-3118-900-2023.html> (дата обращения: 20.08.2024).
- Авиадвигателестроение России в юбилейный год. Обзор отрасли | ОДК. Канал о двигателестроении | Дзен. - URL: <https://dzen.ru/a/YuPKtKDGzw8ANxVn> (дата обращения: 20.08.2024).

# КВАНТОВАЯ ФИЗИКА МЕРТВА. ДА ЗДРАВСТВУЕТ ФИЗИКА!

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

В этом материале сделана попытка предложить иной взгляд на явления, которые современная физика объясняет, используя квантовую механику, электродинамику и оптику.

Критикуя - предлагай.  
В.И. Ленин

Только ленивый физик не написал критическую статью по поводу работы теории "квантовая механика". Так, в работе "Ревизия теоретических основ релятивистской электродинамики" [1] привели целый ряд недостатков квантовой механики:

"В физике до настоящего времени господствуют ошибочные идеи, ставшие предрассудками. Благодаря этим предрассудкам физические модели не отвечают объективной реальности.

Позитивизм, культивировал формализм в науке и пренебрежение к физическому смыслу в описательной части теорий. А это, в свою очередь, породило "махровый" догматизм, который не только не способствовал развитию науки, анализу альтернативных гипотез, но стремился задавить авторитетом НАУКИ всё то новое, что рождал и рождает здравый смысл, и все то, что противоречит выработанным догмам, стереотипам и предрассудкам в науке. До настоящего времени, к сожалению, мы имеем затяжной столетний кризис фундаментальной физики, т.е. мы имеем то, что имеем. За этот более чем столетний период, физика накопила громадный экспериментальный материал. В то же время, материалистическое мировоззрение в физических теориях уже давно уступило место позитивизму с его формализмом и пренебрежением к физическому смыслу в физических моделях и теориях. И сейчас предстоит трудная работа по переосмыслению богатого экспериментального материала. Трудной она будет потому, что ученым нелегко отказаться от предрассудков и заблуждений, на протяжении ста лет культивируемых в современной физике. Необходима ревизия фундаментальных основ всей современной физики на основе материалистического мировоззрения".

Материализм считает материю бесконечной как вверх, так и вниз. "Электрон также неисчерпаем, как и атом" - В.И. Ленин. Все законы взаимодействия материальных объектов (МО) универсальны, значит, нет никакого микромира, для которого существуют свои особенные физические законы.

Начнем с самых общих определений. Известно, что взаимодействие материальных объектов есть контактное и полевое. С контактным взаимодействием все понятно, а вот с полевым возникают вопросы.

Один из них в [2]: "Физическое поле (поле, квантовое поле, полевая функция, полевой оператор) - форма материи, физическая система, обладающая бесконечным количеством степеней свободы". Когда не хотят разбираться с физикой полевых явлений, то проще всего объявить поле формой материи или неконкретной физической системой. Поле, в том числе и электромагнитное (ЭМП), к которым относиться свет, это возмущение среды передачи импульса.

Несколько слов о степенях свободы поля. Степени свободы [3]: "характеристики движения механической системы. Число степеней свободы определяет минимальное количество независимых переменных (обобщенных координат), необходимых для полного описания состояния механической системы. Строгое теоретико-механическое определение: число степеней свободы механической системы есть размерность пространства её состояний с учётом наложенных связей".

1. Поле - это никак не механическая система, а это возмущение среды передачи импульса.

2. Для ЭМП пространственная характеристика всегда связана с источником и определяется диаграммой направленности (ДН) источника этого поля.

3. "Число степеней свободы равно минимальному количеству

таких переменных, необходимому для полного описания состояния системы" в рассматриваемой точке пространства. Полное описание состояния системы, в смысле описания состояния точки пространства или материального объекта (МО), в котором распространяется поле, это ДН вторичного излучения этого МО.

Начнем рассмотрение квантовой физики с породившего квантовые идеи - фотоэффекта.

## 1 Фотоэффект

Впервые квантовые идеи были введены М. Планком и А. Эйнштейном при рассмотрении явления фотоэффекта. Рассмотрим это явление подробно.

Современная квантовая механика утверждает [4, стр. 15]: "кинетическая энергия вылетевшего электрона  $\epsilon = -eE$ , где  $E$  - напряженность электрического поля. Следовательно, ускорение электрона  $w \sim F \sim E$  и скорость вылетающего электрона тоже пропорциональна  $E$ . В электродинамике величина  $E^2$  определяет интенсивность электромагнитной волны, т.е. энергия электрона должна зависеть от интенсивности, а не от длины волны". Интенсивность фототока зависит как от интенсивности светового потока, так и от его частоты. Зависимость фототока от частоты излучения света и явилась причиной создания (предположения или гипотезы) М. Планком и А. Эйнштейном т.н. квантовой идеи [4] "при взаимодействии света с веществом энергия передается (и принимается) не непрерывно, как в классической физике, а порциями - квантами".

Рассмотрим взаимодействие ЭМП света с материей кристалла фоторезистора и фотодиода. Для этого рассмотрим воздействие плоской, линейно поляризованной электромагнитной волны (ЭМВ) света на нейтральный атом кристалла фотодиода или фоторезистора.

## Воздействие на материальную точку плоской, линейно поляризованной ЭМВ

В результате воздействия ЭМП на среду в ней возникают: 1) токи свободных зарядов, 2) поляризации электрически нейтральных элементов среды, 3) ионы (свободные заряды), 4) пробой (образование плазмы), 5) поглощение периодической ЭМВ при равенстве её частоты характеристической частоте материального объекта и 6) упругая волна, если это упругая среда, которая обычно характеризуют смещением  $\xi(r,t)$ .

Примечание: Упругой средой называют среду, между частицами которой существуют силы взаимодействия, препятствующие какой-либо деформации этой среды. Упругой волной (УВ) называется процесс распространения механических колебаний в упругой среде. Характерное свойство УВ - перенос энергии без переноса вещества. УВ описывают векторной функцией смещения -  $\xi(r,t)$ . Скорость движения частиц упругой среды  $v = d \cdot \xi(r,t) / dt$ . В газах и жидкостях могут существовать только продольные УВ, в твердых телах как продольные, так и поперечные.

$$\xi(r,t) = \frac{d(p+L)}{dt} \frac{t^2}{m} \quad (1)$$

где  $p$  - импульс,  $L$  - момент импульса,  $m$  - масса частицы,  $t$  - время.

Воздействие плоской линейно поляризованной ЭМВ на среду точки будем рассматривать для случая, когда мощность ЭМВ в области МО создает напряженность электрического поля меньше, чем  $E_{пр}$  - пробивная напряженность для материи, из которой состоит МО.

ЭМП рассматриваем в дальней зоне, где векторы  $E$  и  $H$  син-

фазны и ортогональны.

Рассмотрим воздействие  $E$  на точечный заряд  $g$ .

По определению:

$$E = F_E/g, \quad (2)$$

где  $F_E$  - сила, действующая на заряд,  $g$  - величина заряда.

Сила же в соответствии со вторым законом Ньютона равна:

$$F_E = am_g, \quad (3)$$

где  $a$  - ускорение,  $m_g$  - масса заряда. Тогда **ускорение заряда, получаемое от воздействия напряженности электрического поля в рассматриваемой точке** пространства, равно:

$$a = E_g/m_g. \quad (4)$$

Скорость, приобретаемая зарядом, может быть записана как:

$$v = v_0 + at, \quad (5)$$

где  $v_0$  - начальная скорость материальной точки,  $t$  - время воздействия ЭМП на неё.

Учитывая, что импульс материального заряда равен  $m_g v$ , получим выражение для импульса:

$$p_g = p_0 + E_g t. \quad (6)$$

Учитывая, что:

- для электрически нейтрального МО заряды положительно заряженных частиц равны зарядам отрицательно заряженных частиц;

- большое количество уровней в МО;

- импульсы броуновского исходного движения  $p_0$  направлены в разные стороны, поэтому результирующий импульс броуновского движения равен нулю, получаем импульс поперечного движения зарядов (в плоскости фронта ЭМВ):

$$p_{\perp g} = Et \sum_{j=1}^{K_j(T, V_{обс})} \sum_{i=1}^{N_j} g_{i+} - Et \sum_{j=1}^{K_j(T, V_{обс})} \sum_{i=1}^{N_j} g_{i-}, \quad (7)$$

где знак  $\perp$  означает совпадение импульса вектору напряженности электрического поля,  $j$  - номер уровня материи (молекула - 1, атом - 2, нуклон - 3 и т.д.),  $i$  - номер частицы (заряда) на  $j$ -том уровне,  $N_j$  - количество зарядов на  $j$ -том уровне,  $N_j$  зависит от температуры МО, которая ограничивает количество уровней материи  $K_j(T, V_{обс})$ ,  $V_{обс}$  - абсолютная скорость движения материи (роль  $V_{обс}$  показана в модели атома в главе 3), чем ниже температура, тем меньше уровней материи. Т.е. **бесконечность материи вниз на самом деле имеет граничное значение**, так же, как и количество зарядов на уровне. При  $T = 0$  К, количество уровней материи становится равно нулю, а материя переходит в состояние первородной космической материи (ПКМ) [6], не имеющей зарядов и электрических функциональных связей (ФС).

Предполагая в (7), что заряды положительно заряженных частиц на любом уровне материи равны зарядам отрицательно заряженных, получаем что **интегральный импульс** материи, создаваемый пандемоторной силой вектора  $E$  (в плоскости фронта ЭМВ), равен нулю.

Материя, на которую воздействует ЭМП света, имеет электрические функциональные связи (ФС) и под действием гравитации ( $\equiv$  электрического поля) по всем уровням поляризована, т.е. **воздействие** на неё может рассматриваться как воздействие ЭМП на **элементарный диполь**, и которое в плоскости фронта ЭМВ и в соответствии с (7) равно нулю.

Примечание: возникает вопрос, почему два заряда противоположно знака не компенсируют друг друга под действием силы Кулона, какая сила делает эту конструкцию диполя устойчивой? Эту силу можно зафиксировать, если учесть абсолютную скорость нашего мира  $V_{обс}$ , а заряды, движущиеся с этой скоростью, рассматривать как токи, и это сила Ампера.

Под действием вектора  $E$  световой ЭМВ создается движение свободных зарядов, присутствующих в области рассматриваемого МО - ток, через единичную площадку перпендикулярную вектору  $E$ , мгновенное для времени  $t$ , значение который можно описать для зарядов, как:

$$I(t, T) = a_{\perp+} t \sum_{j=1}^{K_j(T, V_{обс})} \sum_{i=1}^{N_j} g_{i+} - a_{\perp-} t \sum_{j=1}^{K_j(T, V_{обс})} \sum_{i=1}^{N_j} g_{i-}, \quad (8)$$

где  $a_{\perp\pm}$  вектор ускорения зарядов параллельные вектору  $E$ , являющегося первопричиной этого тока,  $K_j(T, V_{обс})$  - количество уровней материи в МО (точке пространства),  $g_{\pm}$  - величина заряда, которая для каждого уровня материи своя.

Возникший ток  $I(8)$  взаимодействует со второй силовой составляющей ЭМП - вектором напряженности магнитного поля  $H$ , которое характеризуется силой Ампера:

$$F_A = I dl \sin \alpha, \quad (9)$$

где  $dl$  - длина проводника, по которому идет ток (для рассмотрения МО, размеры которого стремятся к нулю, можно  $dl$  представить вектором, совпадающим с направлением движения зарядов параллельного вектору  $E$ ), угол  $\alpha$  - угол между векторами  $I$  (совпадающим с вектором  $E$ ) и  $B$ , и он равен  $90^\circ$ . Т.к. эта сила создает ускорение для зарядов, формирующих вектор  $I$  и имеющих соответствующие массы, то создаваемое ускорение этих зарядов будем обозначать как  $a$  (продольная составляющая) в противоположность  $a_{\perp}$  (поперечная составляющая). Вектор  $a$  ориентирован вдоль вектора Умова-Пойтинга  $P$ .

Для случая синусоидальной, линейно поляризованной ЭМВ, когда воздействие на заряды определяется изменением их импульса  $dp/dt \neq 0$  и с учетом (3) и (4) получаем величину продольного ускорения заряда:

$$a_{\parallel} = \frac{1}{m_g} N_+ g_+ a_{\perp+} B = \frac{1}{m_g} \frac{[E \cdot B] g_+}{m_g} = \frac{N_+^2 g^2}{m_g^2} P, \quad (10)$$

где  $N_g$  - количество свободных зарядов,  $m_g$  - масса заряда.

Импульс, приобретаемый зарядами материи в **продольном** направлении распространения радиоволн от воздействия ЭМП (импульсы броуновского движения ( $t \leq 0$ ) не учитываем) равен:

$$p_{\parallel g} = P t \left[ \sum_{j=1}^{K_j(T, V_{обс})} \sum_{i=1}^{N_j} \frac{g_{i+}^2}{m_{i+g}} - \sum_{j=1}^{K_j(T, V_{обс})} \sum_{i=1}^{N_j} \frac{g_{i-}^2}{m_{i-g}} \right]. \quad (11)$$

Если на всех уровнях системы заряды имеют приблизительно равные значения, то массы положительно и отрицательно заряженных частиц материи не равны друг другу: так, **на уровне атомов** заряды протона и электрона равны  $1,6 \cdot 10^{-16}$  Кл, а масса протона равна  $1,67 \cdot 10^{-24}$  г, масса электрона равна  $9,1 \cdot 10^{-28}$  г. Следовательно, в продольном направлении синусоидальная линейно поляризованная ЭМВ формирует импульс зарядов, который через материя зарядов воздействует на всю систему МО. Сила воздействия равна:

$$F_{\parallel} = \frac{dp_{\parallel g}}{dt} = P \left[ \sum_{j=1}^{K_j(T, V_{обс})} \sum_{i=1}^{N_j} \frac{g_{i+}^2}{m_{i+g}} - \sum_{j=1}^{K_j(T, V_{обс})} \sum_{i=1}^{N_j} \frac{g_{i-}^2}{m_{i-g}} \right]. \quad (12)$$

Модуль вектора Умова-Пойтинга для плоской, гармонической ЭМВ, распространяющейся в среде с параметрами  $\mu$  и  $\epsilon$ , равен:

$$P = [E \times H] = \sqrt{\frac{\epsilon \epsilon_0}{\mu \mu_0}} E^2 \cos^2(\omega t - kz + \alpha), \quad (13)$$

где  $\omega$  - частота ЭМВ,  $k = 2\pi/\lambda$  - волновое число,  $\lambda$  - длина волны ЭМВ света,  $z$  - расстояние от нулевой точки по оси  $OZ$ ,  $\alpha$  - начальная фаза.

Рассмотрим воздействие ЭМВ света на сферическое облако электронов в атоме, имеющее диаметр  $d_e$ , в зависимости от длины волны, принимая значение множителя в (13) равным 1, для отношения квадрата заряда электрона к его массе тоже 1. Тогда выражение силы (12) действующей на два противоположных **электрона** (первый электрон тот, который находится в точке касания электронного облака фронта ЭМВ, второй - с противоположной стороны на удалении диаметра облака) в облаке можно записать в общем виде как:

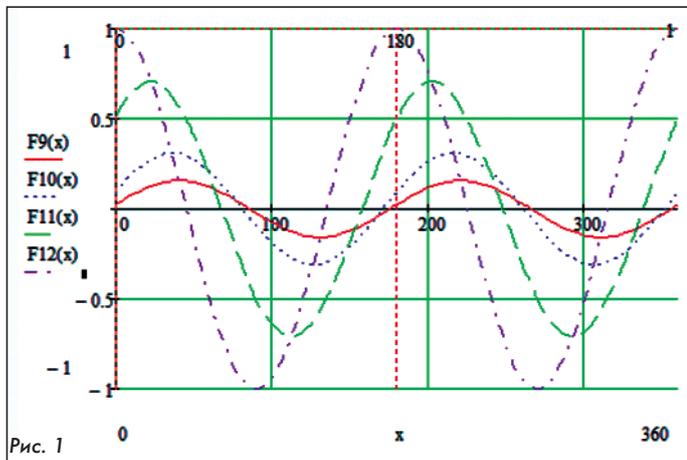
$$F(x) = \left( \cos\left(\frac{\pi}{180} x\right) \right)^2 - \left( \cos\left(\frac{\pi}{180} x + \frac{\pi d}{\lambda}\right) \right)^2. \quad (14)$$

Конкретно, для отношения  $\lambda/d_e = 20, 10, 4$  и  $2$ , а сила первого слагаемого - это сила, действующая на первый к фронту волны электрон, вторая сила - это действующая на противоположный электрон по отношению к атомному ядру, и они противоположны, поэтому вычитаются друг от друга. Это выражения (15) где  $F_9, F_{10}, F_{11}, F_{12}$  значения (14),  $x = ft$  - параметр времени:

$$F_9(x) = \left( \cos\left(\frac{\pi}{180} x\right) \right)^2 - \left( \cos\left(\frac{\pi}{180} x + \frac{\pi}{20}\right) \right)^2;$$

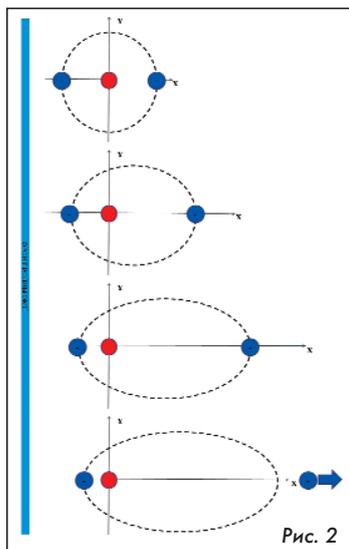
$$\begin{aligned}
 F10(x) &= \left(\cos\left(\frac{\pi}{180}x\right)\right)^2 - \left(\cos\left(\frac{\pi}{180}x + \frac{\pi}{10}\right)\right)^2; \\
 F11(x) &= \left(\cos\left(\frac{\pi}{180}x\right)\right)^2 - \left(\cos\left(\frac{\pi}{180}x + \frac{\pi}{4}\right)\right)^2; \\
 F12(x) &= \left(\cos\left(\frac{\pi}{180}x\right)\right)^2 - \left(\cos\left(\frac{\pi}{180}x + \frac{\pi}{2}\right)\right)^2.
 \end{aligned}
 \tag{15}$$

На рис. 1 представлены значения разности сил (15).



В соответствии с рис. 1, чем выше фазовый сдвиг ЭМВ между противоположными электронами в (15), тем больше сила, отрывающая электрон от атома, и максимальное её значение при сдвиге фазы, равной  $k\pi/2$ , где  $k = 1, 2, \dots$  (кривая F12). Причем, направленные действия пандемоторной силы на оба противоположных электрона направлены в одну сторону вдоль вектора Умова-Пойтинга.

Процесс отрыва электрона от нейтрального атома можно показать (см. рис. 2).



Учитывая, что масса ядра (оно обозначено красным цветом) значительно больше, чем масса электрона, то на рис. 2 не показано смещение ядра атома, штриховой линией обозначено деформирующееся облако электронов. При длинах волн ЭМВ света приблизительно равным или меньше, чем  $\lambda/d_e = 2$ , показана деформация сферы облака электронов, в результате которой дальний электрон отрывается от оболочки и создает тем самым фотоэффект.

В соответствии с рис. 2 ближайший к фронту ЭМВ электрон за время положительной составляющей силы воздействия на облако электронов смещается к ядру, а за время отрицательной составляющей  $F(x)$

электрон, находящийся с противоположной стороны облака, смещается в сторону от ядра атома, до момента его отрыва от атома.

Выводы:

Выражение (12) говорит о том, что:

1. Плоская **линейно поляризованная** ЭМВ в среде распространения имеет продольную силовую составляющую, пропорциональную вектору Умова-Пойтинга и деформирующую облако электронов атома кристалла фоторезистора. Деформация зависит от соотношения длины ЭМВ света к диаметру этого облака, что давно известно, и фотоэффект совершенно не связан с т.н. "квантами" света, а с переменным характером ЭМП света (с частотой и поляризацией).

2. В фотоэффекте участвуют не только электроны уровня атомов, но и заряды с более низких уровней, выбиваемые высокочастотными электромагнитными полями, например  $\gamma$ -лучами.

3. Появление свободных зарядов означает разрыв ФС и выделение материальных частиц (в рассматриваемом примере электронов) и полей (энергии). Причем направленное выделение материи, в виде зарядов, может быть использовано, например, в ракетных двигателях.

## 2 Корпускулярно-волновой дуализм

Квинтэссенцией квантовой механики, описывающей законы "микромира", является т.н. корпускулярно-волновой дуализм [5] свойство природы, состоящее в том, что материальные микроскопические объекты могут при одних условиях проявлять свойства классических волн, а при других - свойства классических частиц.

В этом определении уже есть ошибка, а именно определение света как потока микрочастиц т.н. "фотонов". Поле, в том числе и электромагнитное, к которым относится свет, это возмущение среды передачи импульса. Среда передачи импульса - это не абстрактный эфир, не "физический вакуум", а материя, имеющая строение вниз (ограниченной температурой и абсолютной скоростью движения). При температуре выше 0 К материя имеет в своем составе электрические заряды, которые, реагируя на ЭМП, обеспечивают его распространение.

С другой стороны, возмущение среды передачи импульса ЭМП - это приобретение **зарядами среды импульсов** от пандемоторной силы ЭМП, которые и фиксируются как движущиеся частицы (например, эксперименты Лебедева по определению давления света или фотоэффект, рассмотренный выше).

Таким образом, между ЭМП и движущимися под его воздействием заряженными частицами существует тандем [7], вследствие которого исследователи света наблюдают как проявления ЭМВ, так и проявления движения заряженных частиц, которых назвали "фотонами".

В [5] "**Корпускулярно-волновой дуализм НЕОБЪЯСНИМ** в рамках классической физики и может быть истолкован лишь в **КВАНТОВОЙ МЕХАНИКЕ**". Хотя представляется, что физики, не найдя логического объяснения явлению "в рамках классической физики", сфантазировали "квантовую механику" чтобы формально, математически описать наблюдаемые физические результаты экспериментов, точно также, как когда-то сделал Ньютон с силой гравитации, не имея даже понятия об ЭМП. Вместо квантовой механики предлагается рассмотреть выражение модифицированных уравнений Максвелла из [7], которое и раскрывает физику корпускулярно-волнового дуализма.

Уравнения Максвелла при учете реакции среды распространения (МО) ЭМП в соответствии с [7] принимают следующий вид:

$$\begin{cases}
 \text{rot} \mathbf{E} = - \frac{d\mathbf{B}}{dt}; \\
 \text{rot} \Psi_{\text{МО/М}}(\mathbf{r}, t) = \{\sigma_0 + \Delta\sigma(t, \mathbf{D})\} \mathbf{E} + \frac{d[\varepsilon \varepsilon_0 \Psi_{\text{МО/Е}}(\mathbf{r}, t)]}{dt}, \\
 \text{div} \mathbf{B} = 0; \\
 \text{div}[\varepsilon \varepsilon_0 \Psi_{\text{МО/Е}}(\mathbf{r}, t)] = \rho_0 + \Delta\rho(t, \mathbf{D}); \\
 \frac{d\Psi_{\text{МО/Е}}(\mathbf{r}, t)}{dt} = \Psi_{\text{МО/ЗВ}}(\mathbf{r}, t) + \Psi_{\text{МО/Г}}(\mathbf{r}, t) + \frac{dP_{\text{МО/внеш}}(\mathbf{r}, t)}{dt}; \\
 P_{\text{NМО}}(t) = \sum_{j=1}^{K(T, V_{\text{обс}})} \sum_{i=1}^{N_j} \beta_{ji}(t) \mathbf{E}(t),
 \end{cases}
 \tag{16}$$

где  $\mathbf{E}(t)$  - напряженность **внешнего** электрического поля,  $\mathbf{B}$  - магнитная индукция **внешнего** магнитного поля,  $\Psi_{\text{МО/Е}}(\mathbf{r}, t)$  - функционал электрического поля МО,  $\Psi_{\text{МО/М}}(\mathbf{r}, t)$  - функционал магнитного поля МО,  $P_{\text{NМО}}$  - вектор поляризации диэлектрика МО\_вн внешней среды,  $\beta_{ji}(t)$  - поляризуемость материальных  $i$ -х объектов на  $j$ -х уровнях МО\_вн, изменяющаяся под воздействием внешнего поля в процессе поляризации (при процессах ионизации и пробоя происходит процесс создания свободных зарядов) при этом происходит изменение топологии МО,  $N_j$  - количество внутренних МО на  $j$ -м уровне МО,  $j_0 = \sigma_0 E$  - плотность тока проводимости, образованной движущимися зарядами, существовавшими до воздействия внешнего первичного ЭМП,  $\Delta\sigma(t, \mathbf{D})$  - дополнительная проводимость МО

из-за зарядов, образующих приращение плотности заряда  $\Delta\rho(t,D)$  и образующихся в процессе взаимодействия ЭМП МО с материей МО\_вн (средой) в процессе ионизации и пробоя МО,  $K_1(T, V_{обс})$  - нижний уровень материи в МО.

В соответствии с (16) в процессе распространения ЭМП в среде в любой её точке, являющейся МО, присутствует первичная и вторичная ЭМВ, вызывающие движение частиц имеющих заряд - гравитационная волна, и движение с контактным взаимодействием частиц имеющих и не имеющих заряд - звуковая волна. Вот и весь дуализм.

### 3 Квантовая модель атома

Нильс Бор предложил **квантовую** модель атома. Её основа - два постулата:

1. Электроны вращаются вокруг ядра только по **разрешенным** орбитам с определенными значениями энергии.

2. Возможен переход электрона из одного **разрешенного** состояния в другое. Такой переход происходит с поглощением или выделением энергии.

В природе все происходит из-за **взаимодействия** МО, и никто и ничто не разрешает или запрещает электрону двигаться, кроме сил взаимодействия.

Согласно современной, **квантово-механической модели**, атом состоит из ядра, образованного протонами и нейтронами, и движущихся вокруг ядра электронов, обладающих свойствами и частицы, и волны.

Однако эта модель:

- не раскрывает физические силы взаимодействия, обеспечивающие ту или иную орбиту электрона;

- совершенно не показывает динамику сил, делающих эту конструкцию устойчивой. Ведь если учитывать только силы Кулона, то облако электронов должно рассыпаться, а сами они должны попасть на положительно заряженное ядро и аннигилировать. В [8] предложена модель атома, где представлены силы, обеспечивающие стабильное состояние атома;

Поэтому можно предположить, что представление частиц ядра атома - нуклона - в виде протона и нейтрона не корректно, так как нет сил, удерживающих нейтрон в ядре атома.

### Модель атома с учетом абсолютной скорости движения материи

Физические явления всегда сложнее, чем их математические описания. Современная ядерная физика в лице Ю.Л. Ратиса [9] видит только закон Кулона при рассмотрении взаимодействия нуклонов. Однако, если учесть, что вся материя на Земле движется с абсолютной скоростью  $V_{обс}$ , а упорядоченное движение зарядов с этой скоростью есть ток, тогда необходимо учитывать и закон Ампера, по которому два параллельных тока должны притягиваться друг к другу, а два параллельных, но противоположно направленных - отталкиваться. Есть факты [10] притяжения одинаковых зарядов микрочастиц, которые авторы пытаются объяснить средой (бульоном), в которой зафиксировано явление. Мы объясняем эти явления законом Ампера т.к. присутствие абсолютной скорости  $V_{обс}$  позволяет рассматривать взаимодействие микрочастиц как взаимодействие **параллельных микротоков**.

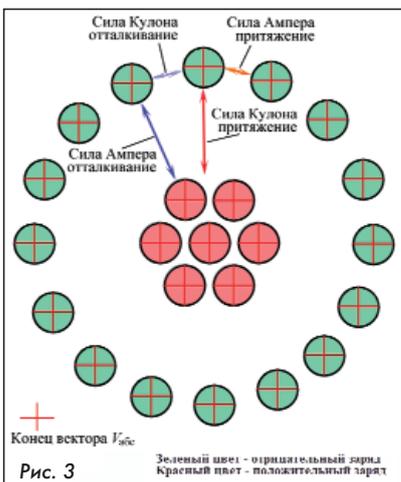


Рис. 3

Тогда планетарная модель Резерфорда может быть представлена по-иному. На рис. 3 красный крест - это конец вектора  $V_{обс}$  (вектор направлен в плоскость листа), красная цветная заливка у нуклонов, салатовая у электронов.

В этой модели структура атома поддерживается тремя физическими полевыми сила-

ми: силой Ампера для параллельных микротоков, силой Ампера для противоположных микротоков и силой Кулона.

Приравнивая силы Ампера и Кулона и зная абсолютную скорость движения материи, можно получить приближенную формулу размеров атома:

$$F_{\text{Ампера}} = F_{\text{Кулона}} \quad (17)$$

$$\frac{\mu_0 I_1 I_2 dl}{2\pi R} = \frac{kg_1 g_2}{R^2} \quad (18)$$

$$R = \frac{2\pi kg_1 g_2}{\mu_0 I_1 I_2 dl} \quad (19)$$

Учитывая, что ток - это количество заряда, проходящего через некоторое сечение за единицу времени, и то, что сечение имеет толщину заряда  $dl$ , а значит  $t = dl/V_{обс}$ , получим:

$$R = \frac{2\pi kdl dl_2}{\mu_0 V_{обс} dl} \quad (20)$$

где  $k = 1/4\pi\epsilon_0$ ,  $V_{обс}$  - абсолютная скорость движения материи на Земле,  $dl_{1,2}$  - диаметры зарядов,  $dl$  - среднее значение диаметра рассматриваемых зарядов.

В соответствии с (20) чем выше абсолютная скорость материи, тем меньше размеры атомов, молекул и т.д., т.е. материя уплотняется. При отсутствии абсолютной скорости материя распадается ( $R$  устремляется в бесконечность).

В соответствии с этой моделью стоит только нашему миру остановиться и ВСЁ рассыплется, т.к. сила Ампера станет нулевой. Но на самом деле материя перейдет в свое исходное состояние (в т.н. "первородную космическую материю" [6]), из которой и начнется её становление.

Представляется, что эта модель атома по сравнению с "квантовой" более логична.

Примечания к рис. 3:

1. На рисунке ядро изображено из положительных зарядов, которые притягиваются друг к другу силой Ампера. Но современная физика говорит о наличии в ядре атома протонов и нейтронов. Предполагается, что ядро атома состоит из нуклонов, каждый из которых создает вокруг себя ЭМП с тороидальной диаграммой направленности (такую создают элементарные диполи Герца и рамки). А потому в экспериментах по обнаружению заряда нуклона при разрушении ядра атома во внешнем постоянном поле, в зависимости от направления вектора напряженности ЭМП и осей тороидальной ДН нуклонов, их движение будет с отклонением или без.

2. Предлагаемая модель атома может послужить обоснованием такого свойства материи как "**дискретность**". Под действием силы Ампера (обратно пропорциональной расстоянию между ними) одноименные заряды притягиваются друг к другу, но при приближении верх берет сила Кулона (обратно пропорциональной квадрату расстоянию между ними), не давая им соединиться.

### 4 Энергия

В квантовой механике, электродинамике и оптике термин энергия употребляется практически как синоним материя, благодаря формуле А. Эйнштейна  $W = mc^2$ .

Однако этот термин характеризует взаимодействие МО. На рис. 4 показаны характеристики взаимодействий МО, дискретных по своей структуре и образующие тот или иной МО благодаря функциональным связям МО с более низкими уровнями материи.

Процесс взаимодействия МО может быть контактным или полевым. В том и другом случае взаимодействие приводит к изменению ФС МО.

### 5 Функциональные связи системы как энергетическая характеристика МО

Система - это совокупность элементов, определенным образом связанных и взаимодействующих между собой, т.е. любой объект, в том числе и любая материальная точка, может быть представлена как результат взаимодействия образующих его частей, и поэтому его можно считать системой. Части системы называют элементами системы (МО), которые могут быть физическими, химическими, биологическими, социальными или смешанными. Мы ограничиваемся физическими и химическими элементами.



Рис. 4 Силовые характеристики взаимодействия материи

В физике [11] для механических систем (как естественных, так и искусственных) "силы, с которыми тела, осуществляющие связи, действуют на точки механической системы, называют **реакциями связей**". Для систем с полевым взаимодействием введены понятия полевых функционалов  $\Psi$ , представляющие собой диаграммы направленности первичного и вторичного полей, а вместо "реакций связей" воспользуемся понятием ФС.

Под ФС будем понимать совокупность силовых связей элементов системы (МО) при их **взаимодействии** и характеризующие внутреннее состояние системы или содержание и форму тела (МО).

Известно, что термодинамика рассматривает внутреннюю энергию системы как совокупность изменяемых полных энергий составных частей системы.

Любую точку (МО) можно разложить на составные части - на кластеры, на молекулы, на атомы, на нуклоны и т.д. При этом будут образовываться более мелкие частицы и выделяться энергия в виде поля, соответственно. Эта энергия, характеризующая точку как МО, в термодинамике выражается количеством тепла  $Q = tg$ , где  $m$  - инертная масса,  $g$  - **теплота фазового перехода** (в химии может называться **энергией связи**).

В **химии** под энергией **связи** понимается разность между **энергией** состояния, в котором составляющие **части** системы бесконечно удалены друг от друга и находятся в состоянии активного покоя и полной энергией связанного состояния системы:

$$\Delta W = \sum_{i=1}^N W_i - W, \quad (5.1)$$

где  $\Delta W$  - энергия связи компонентов в системе из  $N$  компонентов (частиц),  $W_i$  - полная энергия  $i$ -го компонента в несвязанном состоянии (бесконечно удаленной покоящейся частицы) и  $W$  - полная энергия связанной системы. Энергия связи равна минимальной работе, которую необходимо затратить, чтобы разложить систему

на составляющие её частицы. Она характеризует стабильность системы: чем выше энергия связи, тем система стабильнее.

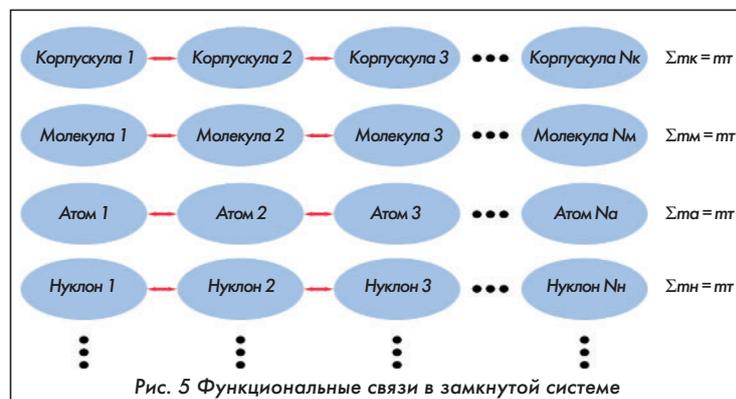
Для нашей модели МО:

$$\Delta W = \sum_{j=1}^{K(i)} \sum_{i=1}^N W_{ij} - W. \quad (5.2)$$

Энергия связи  $j$ -го уровня равна:

$$\Delta W_j = \sum_{i=1}^N W_{ij} - W_j, \quad (5.3)$$

Уровни точки рассматриваем как функциональные подсистемы, построенные по предметно-функциональному принципу (рис. 5). Сумма масс на любом уровне равна массе рассматриваемого тела.



ФС проявляются только в процессе взаимодействия, поэтому рассмотрим возможные взаимодействия в рамках любого МО материального мира.

Взаимодействия:

- Основные:

1. Механические.
2. Электромагнитные, в том числе и гравитационные.

- Вспомогательные (классифицируемые современной физикой):

3. Химические (на уровне молекул).
4. Ядерные (на уровне нуклонов).

Проведем условную классификацию ФС.

ФС1 материальных объектов (МО) контактно взаимодействующих (механически), описываются изменяющимся во времени импульсом  $p$  и моментом импульса  $L$  данного материального объекта.

ФС2 материальных объектов точки, взаимодействующих через поле, которое может быть описано функционалом  $\Psi$ , создаваемым МО или каждым элементом МО. Функционал  $\Psi_{MO}$ :

$$\Psi = \sum_{i=1}^N \sum_{j=1}^{K(i, V_{abs})} \Psi_{ij}, \quad (5.4)$$

а т.к. любой МО материален, то:

$$\text{div } \Psi \neq 0. \quad (5.5)$$

Полевое взаимодействие замкнутой системы определяется электромагнитным полем.

Энергия связи - это та энергия, которая требуется для разрыва ФС.

Примечание:

1) Функциональные связи - это **силовые** связи элементов системы МО, формирующие силовое поле, которое выражается в виде функционала  $\Psi$ . Обычно под функциональной связью понимают связь между двумя **признаками** - это вид причинной зависимости, при которой определенному значению факторного признака соответствует одно или несколько точно заданных значений результирующего признака.

2) Процесс изменения ФС в **химии** записывают с помощью уравнений химических реакций, но в них нет:

- учета всех или, по крайней мере, известных уровней МО;
- учета образования свободных частиц и зарядов;
- изменения  $\Psi$  (ЭМП) МО.

Химические ФС - это процессы, протекающие при соответствующих химических реакциях, при этом они включают ФС1 и ФС2, а также:

- ФС3 разложения;
- ФС4 соединения;

- ФС5 замещения;
- ФС6 обмена.

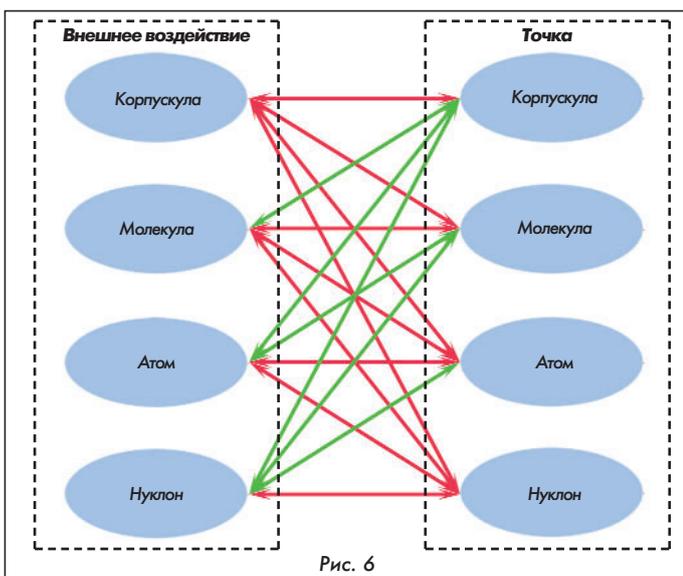
Эти шесть ФС охватывают ВСЕ возможные взаимодействия составных частей системы МО, как на всех уровнях, так и между уровнями. При этом происходит изменение характеристик МО - импульса  $p$ , момента импульса  $L$ , химического состава, а также излучению в окружающее пространство материи в виде частиц и полей.

Все эти взаимодействия составных частей МО могут проходить в закрытых системах (например, процесс самовозгорания, цепная реакция при массе урана выше критической и т.п.), а значит 1-й закон Ньютона должен быть расширен на все механические и электромагнитные взаимодействия, **химические** реакции внутри **закрытой системы**. А организация взаимодействия элементов системы и **управление** ФС в рамках **открытой** системы с точки зрения изменения общего импульса системы может привести к созданию:

- технологий управляемых низкоэнергетических ядерных реакций (холодный ядерный синтез);
- как реактивного, так и безопорного движения в рамках точки, предмета или объекта.

Диалектика перехода понятий "тело" и "частица": понятие "тело" применяем, когда его размеры соизмеримы или больше материального объекта точки, когда размеры внешнего материального объекта значительно меньше материального объекта точки - применим термин "частица".

При внешнем воздействии на точку воздействующие элементы могут выступать телом или точкой в зависимости от уровня точки. На рис. 6 красными линиями изображены линии взаимодействия, когда внешний элемент выступает телом, и зелеными линиями, когда внешний элемент выступает частицей.



При воздействии **тела** на другое тело или частицу в пределах тела (точки) внутренние функциональные связи (ФС) точки изменяются в соответствии с соотношением масс и скоростей взаимодействующих тел [12].

При воздействии **поля** (ЭМП) на тело в пределах МО внутренние ФС могут как изменяться, так и не изменяться. Результат воздействия зависит от соотношения размеров тела к длине волны ЭМП, от поляризации, от мощности, и в зависимости от его состояния и химического состава тела приводят к воздействию на ФС и качественным изменениям тела.

В процессе изменения ФС происходит как **поглощение**, так и **выделение** энергии связи МО, так:

- при изменении ФС1 при механическом воздействии тела на тело (например, при ударе кометы по планете);
- при изменении ФС2 при полевом воздействии на тело (например, плавка металла с помощью лазерного луча);
- при изменении ФС3 происходит процесс окисления или "горения" (хотя при горении происходят и процессы соединения - т. е.

изменяются ФС4);

- при изменении ФС4 происходит процесс синтеза (например, термоядерного);

- при изменении ФС5 и ФС6 также наблюдаются как поглощение, так и выделение энергии.

Все процессы изменения энергии имеют определенные **условия обеспечения** этих процессов.

В квантовой механике и ОТО энергия "покоя", заключенная в массе  $m$  равна  $W = mc^2$ , в предлагаемой модели точки (МО) с массой  $m$  энергия функциональных связей точки определяется **суммарной энергией связей** всех ФС на всех уровнях МО.

ФС характеризуются силовыми взаимодействиями в рамках МО, и значит, имеют энергетическую характеристику, которую можно записать как:

$$\Psi_{\text{ФС}} = \sum_{i=1}^{K_i(T)} W_i, \quad (5.6)$$

где  $j$  - уровень внутренних МО.

$$W_i = \sum_{j=1}^{N_j} \Psi_j, \quad (5.7)$$

где  $N_j$  - количество МО на  $j$ -м внутреннем уровне.

Причем  $N_1 \ll N_2 \ll N_3 \dots$  - уровни МО (кластеры, молекулы, атомы, нуклоны и т.д.), а массы  $m_1 \gg m_2 \gg m_3 \dots$

Если зафиксировать некоторое тело с массой  $m$ , то **энергия связи**, которой обладает это тело, может быть представлена как:

$$W_{\text{ФС}} = mg_{\text{мол}} + (m - \Delta m_{\text{мол}})g_{\text{ат}} + (m - \Delta m_{\text{мол}} - \Delta m_{\text{ат}})g_{\text{нук}} + \dots M(T, V_{\text{обс}}), \quad (5.8)$$

где  $g$  - коэффициент удельного выделения энергии по аналогии с удельной теплотой сгорания для молекулярного уровня (физическая величина, показывающая какое количество теплоты выделяется при полном **сгорании** вещества массой 1 кг [Дж/кг];

$(m - \Delta m_{\text{мол}})$  - масса шлака после процесса горения на молекулярном уровне;

$(m - \Delta m_{\text{ат}})$  - масса шлака после процесса выделения энергии на атомарном уровне;

$(m - \Delta m_{\text{нук}})$  - масса шлака после процесса выделения энергии на нуклонном уровне;

$\Delta m_{\text{мол}}$  - потеря массы в процессе горения (разрыве ФС на молекулярном уровне);

$\Delta m_{\text{ат}}$  - потеря массы при процессе разрыва ФС на атомарном уровне;

$\Delta m_{\text{нук}}$  - потеря массы при процессе разрыва ФС на уровне нуклонов;

$M(T, V_{\text{обс}}) = (m - \Delta m_{\text{мол}} - \dots - \Delta m_{\text{кр. уровня}}(T, V_{\text{обс}}))$  - потеря массы на крайнем уровне материи. Потеря массы связана как с уменьшением массы, так и уменьшением количества силовых функционалов  $\Psi_{T/\Sigma}$ .

В настоящее время человечество получает и использует энергию материи (угля, нефти, газа, тринитротолуола и т.д.) на молекулярном уровне. С 20-го века научились получать энергию на атомарном уровне (вернее на уровне нуклонов) в цепной реакции урана 235, хотя можно получать энергию с любого  $j$ -го уровня материи.

Учитывая, что суммарная масса и суммарный заряд МО (включая связанные заряды) на любом уровне МО являются постоянными, то главным фактором, определяющим энергетический выход уровня  $j$ , будет расстояние между МО -  $r_j$ . Так как в выражении сил взаимодействия они обратно пропорциональны расстоянию  $r$  между ними, то, чем меньше  $r$ , тем больше энергетический выход, и тогда можно записать:

$$W_{\text{мол}} < W_{\text{атом}} < W_{\text{нукл}} < \dots \quad (5.9)$$

На каждом из уровней МО для процесса выделения энергии (выделения тепла) необходимо создать **условия** процесса выделения энергии. Так, на молекулярном уровне необходимо **внешнее воздействие** в виде подогрева горючей смеси или физического воздействия.

Примечание - энергия ФС проявляется как в выделяющейся энергии, так и поглощающейся МО энергии.

**Из выражения (5.8) следует:**

- выражение получено для случая наличия ФС, которые характеризуют температуру МО, при температуре абсолютного нуля

оно обращается в ноль, значит, оно опосредованно характеризует массу, в то время как в известном выражении  $W = mc^2$ , масса не от чего не зависит;

- что источник энергии в виде некой произвольной массы  $m$  можно перезапускать, переходя с уровня на уровень;

- потенциальная энергия тела (МО) (5.8) конечна т.к. при извлечении энергии с уровня на уровень существует конечный уровень, зависящий от температуры и абсолютной скорости;

- энергия связи, выраженная как коэффициент удельного выделения энергии  $g$  материальных объектов на каждом уровне, определяется силовым функционалом  $\Psi_{T/\Delta}(r, t)$ , а с уменьшением размеров объекта и соответственно уменьшением расстояния между ними (находящемся в знаменателе выражения силы и в квадрате)  $g$  увеличивается от уровня к уровню в соответствии с (4.9). Следовательно, для получения большей энергии необходимо переходить на её получение на более низких уровнях МО (на больших  $j$ );

- биологические объекты используют молекулярный уровень для получения энергии в процессе реакции окисления, однако если бы они научились получать энергию разрыва ФС на более низких уровнях, на которых в соответствии с (12) тело получает больше энергии, то такие органы как легкие, сердце и др. им не понадобились бы. "Питание" в этом случае может быть осуществлено ЭМП, с помощью которого нижние уровни их материи получали бы энергию непосредственно. В природе есть такие, например, глубоководные радиоактивные креветки. В отсутствии кислорода они перешли на получение энергии разрывом ФС на уровне атомов и нуклонов благодаря чему они получают энергию для движения и повышения температуры тела; причем, продуктами реакции у них являются частицы и излучения (в оптическом диапазоне ЭМВ) - т.н. "радиация" и люминесцентное свечение.

Есть, например, медузы, не имеющие ничего, кроме: белка тела, желудка и нервной системы; у которых GFP (*green fluorescent protein* - *зеленый флуоресцентный белок*) позволяет получать для существования энергию с более низких уровней, в процессе поглощения этой энергии происходит излучение света (ЭМВ) и частиц (электрических зарядов), являющимися "отходами" медузы в процессе жизнедеятельности.

**Изменение ФС** (должно подразумевать как внешнее воздействие, так и внутреннее) предполагает физическое **воздействие** на элементы МО с помощью полей или материи (полевое и контактное взаимодействие), причем наиболее эффективное (с точки зрения количества выделенной энергии) воздействие то, при котором наблюдается изменение ФС системы, а не характеристик движения МО в целом.

Суть этого воздействия заключается в том, что на два МО системы, связанных друг с другом ФС, в одно и то же время должна быть получена разность приложенных сил не равная нулю, которая будет воздействовать на ФС. Или разность силового воздействия поля на материальные объекты, находящиеся на расстояниях  $r_{ji}$  где  $j$  - номера уровней,  $i$  - номера материальных объектов на  $j$ -том уровне, не должна быть равна нулю.

**Анализ (5.8):**

1. ФС являются основой всего предметного материального мира.

2. Т.к. выделяемая энергия связана с разрывом ФС, образованными электрическими зарядами, а электрические заряды на соответствующих уровнях зависят от температуры, то  $K(T, V_{обс})$  в (5.8) ограничивает энергию материи МО и при температуре равной 0 К выражение становится равным нулю (попробуй, зажги материю при 0 К).

3. Энергия ФС определяется выражением (5.8) причем, чем более низкий уровень материи, воздействуя на который мы будем получать энергию, тем больше в количественном отношении мы получим энергии.

4. Процесс выделения энергии может быть организован на определенном уровне. Так обычное горение на молекулярном уровне, связанное с окислительными процессами, известно и многооб-

разно. На атомарном уровне, без молекулярных процессов, материя в виде урана 235 самопроизвольно (без окислительных процессов) выделяет энергию. Т.е. сумма в (4.8) может быть представлена отдельным слагаемым.

5. Крайний уровень материи - уровень, на котором ещё создаются положительные и отрицательные заряды ( $K(T, V_{обс})$ ), т.е. образуются ФС, зависит от температуры материи и её абсолютной скорости.

6. С точки зрения максимальной энергии, получаемой с единицы массы материи, эта материя должна находиться в фазе плазмы, иметь максимально возможную температуру и иметь высокую абсолютную скорость.

7. Тысячи лет назад человечество, получив технологию огня (процессов окисления), начало освоение молекулярного уровня материи. Затем, в XX веке, освоив технологию получения энергии атома тяжелых металлов (процессов разрыва и синтеза ФС ядер атомов) приступило к освоению атомарного уровня материи. И таких технологических революций у человечества  $K(T, V_{обс})$ , и на каждом уровне МО необходимо искать технологии получения энергии.

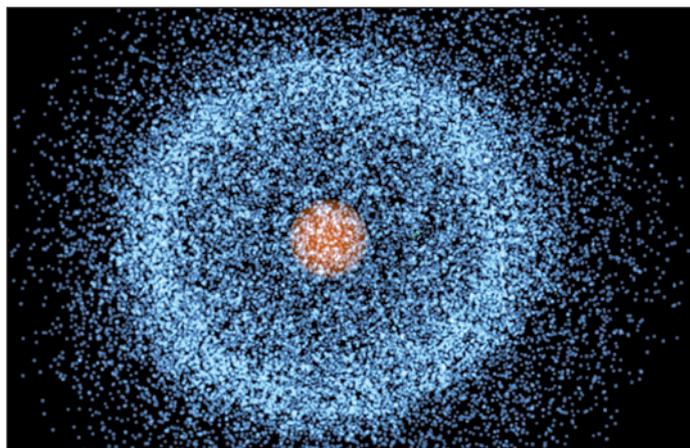
**Примечание:**

1. *Современные ракетные двигатели "работают" на молекулярном уровне, например, на горении (разрыва ФС на уровне молекул) керосина в кислороде. Если бы процесс разрыва ФС был на уровне нуклонов, то энергии выделялось бы значительно больше. Возможно, корабли развитых цивилизаций получают энергию из плазмы звезд, которую запасают и используют и для движения, и для обеспечения функционирования корабля и жизнедеятельности его обитателей.*

2. *Начиная с Демокрита человечество пытается определить глубину материи. В данной работе предлагается принять её не как фиксированный уровень (типа: атом, абсолютный вакуум, "физический вакуум", "единое поле" или как эфира), а как уровень материи, связанный с её температурой и абсолютной скоростью.*

**Литература**

1. Исследовательская группа "АНАЛИЗ" <http://kuligin.mylivepage.ru/ac/iga/>.
2. ru.m.wikipedia.org/wiki/Поле\_(физика).
3. [https://ru.wikipedia.org/wiki/Степени\\_свободы\\_\(физика\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Степени_свободы_(физика)).
4. И.В. Копытин. Квантовая механика. Учебное пособие для вузов. М.: Юрайт, 2022.
5. ru.m.wikipedia.org/wiki/Корпускулярно-волновой\_дуализм.
6. Д.Н. Воронков. Гравитация // Двигатель. 2022. № 4-6. С. 48-52.
7. Д.Н. Воронков. Модифицированные уравнения Максвелла с учетом взаимодействия со средой распространения // Двигатель. 2023. № 1-3. С. 13-15.
8. Д.Н. Воронков. Способ и устройство холодного ядерного синтеза // Двигатель. 2024. № 1-2. С. 38-40.
9. Ю.Л. Ратис. Управляемый "термояд" или холодный синтез? Драма идей. Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2009. 92с.
10. [www.ixbt.com/live/offtopic/odin](http://www.ixbt.com/live/offtopic/odin).
11. Связи и реакции связей (isopromat/ru).
12. Г.Я. Зверев. Физика без механики Ньютона, без теории Эйнштейна и без принципа наименьшего действия. М.: Изд. ЛКИ, 2007.



# ВЕСЬ СПЕКТР АВТОМОБИЛЬНОЙ ИНДУСТРИИ



# ИНТЕРАВТО

19-я международная выставка автомобильной индустрии

Автозапчасти и автокомпоненты



Масла, автохимия и автокосметика

Автоэлектрика и автоэлектроника



Автомобильные аксессуары

Гаражно-сервисное и  
диагностическое оборудование



Оборудование и комплектующие  
для автомоек

Оборудование для кузовного  
ремонта автомобилей



Оборудование для АЗС и АГНС

20-23 АВГУСТА  
2024

МОСКВА  
КРОКУС ЭКСПО

Организатор:

 **КРОКУС ЭКСПО**  
Международный выставочный центр

[www.interauto-expo.ru](http://www.interauto-expo.ru)

12+



# ТАНКИ ОТ И ДО

Олег Никитич Брилёв,

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



(Продолжение. Начало в 6-2014 - 2-2024)

В третьем номере журнала за 2019 год был завершён краткий обзор созданных шведскими конструкторами танков самоходными артиллерийскими установками на танковых шасси. Сейчас немного вернёмся во времени и начнём с того, что было сделано со стоящим на вооружении средним танком Strv m/42 для повышения его боевой мощи. Первоначально была задумка об установке на шасси m/42 качающейся башни, как на французском танке AMX-13, но победило традиционное решение: в классическую башню поставили укороченный ствол от 75-мм зенитной пушки *Lvkan m/36*, для которой создали новую противооткатную систему. Скорострельность пушки была порядка 8 - 10 выстрелов в минуту, а скорость снаряда при выходе из ствола составляла 840 м/с. Модернизация не коснулась бронирования корпуса и башни: оно осталось прежним и с трудом защищало от огня крупнокалиберного пулемёта. Экипаж в башне должен был защищать маска, которую сделали сравнительно с маской на Strv m/42 больше, но и она не защищала от 75-миллиметрового снаряда, выпущенного с дистанции 1400 м.

На модернизированный танк установили два бензиновых шестицилиндровых двигателя *Scania-Vabis 607* общей мощностью 340 л.с., что позволяло 26-тонной машине двигаться по шоссе со скоростью 45 км/ч.

Новую машину назвали Strv-74 (*Stridsvagn-74*) и прослужила она до начала 70-х годов прошлого века.



Strv-74

В том же номере "Двигателя" было обещано вернуться к судьбе созданного для проектируемого тяжёлого танка KRV корпуса и ходовой части. Напомним, что лоб корпуса этого танка был изготовлен в форме "щучьего носа" (как у ИС-5/Т-10): верхняя часть лобовой брони имела толщину 70 мм и наклон 22°, а нижняя - 125 мм и 38°, соответственно. После закрытия программы KRV это же шасси использовали для создания 155-мм САУ АКВ 151 с автоматом заряжания, но не удачно - в конце концов в САУ, принятом на вооружение, оно не использовалось. А когда пришло время создания танка, причём не тяжёлого, оно снова пригодилось.

Началось всё с закупки в 1953 году у англичан 80 танков Centurion Mk. 3 с 83,4-мм пушкой, а затем 270 танков Centurion Mk. 10 со 105-мм орудием. Но командованию шведской армии эти машины не совсем подходили: у них был свой взгляд на тактико-технические характеристики танка, боевое применение которого предполагалось на равнинах Швеции и вдоль побережья

Балтийского моря, и который должен был противостоять советским Т-54 и Т-55. И если с ТТХ у военных было всё более менее ясно, то с конструкцией танка не всё было понятно, и тут им на помощь пришли те, кому этот танк и пришлось в дальнейшем создавать. В 1958 году контракт на разработку нового основного боевого танка Strv S получила шведская фирма *Vofogs*, конструкторы которой рассматривали несколько вариантов решения данной задачи:

- танк с мощной бронезащитой и, соответственно, большой массой (порядка 50 т) и низкой подвижностью;
- танк со слабой бронезащитой, но, соответственно, низкой массой (порядка 30 т) и большой подвижностью.

Но, видимо, в шведских военных и политических кругах преобладала мысль, скорее, не о наступательных боях, а об оборонительных (как никак, но Швеция тогда не входила ни в один военный союз). Ибо чем другим можно объяснить то, что, пытаясь удовлетворить требования ТЗ: при массе не более 43 тонн броневая защита должна противостоять существующим противотанковым средствам, а танк при этом должен ещё и держаться на воде, предложенная специалистами из *Vofogs* конструкция больше походила на САУ, у которой, вдобавок, не было ни башни, ни рубки, а ствол орудия был прикреплён к корпусу намертво. Предлагалось применить невысокий корпус с жестко закрепленным в нём 105- или 120-мм орудием с автоматом заряжания. Наведение на цель должно было осуществляться перемещением корпуса, и ни о какой стрельбе в движении речи и не шло: только стрельба из укрытия (засады). Наведение по горизонтали выполнялось с помощью гидростатического механизма поворота, обеспечивающего поворот танка на 90 градусов за одну секунду. Наведение по вертикали осуществлялось гидропневматической подвеской путём перекачки масла между передними и задними опорными катками.



Первые чертежи перспективного танка Strv S

Конструкторы предложили нестандартную компоновку: моторно-трансмиссионное отделение располагалось в передней части машины, за ним размещался экипаж из трёх человек, в котором только у командира сохранились традиционные функции. Водитель-механик по совместительству стал наводчиком, а радист - вторым водителем, обеспечивающим управление танком при движении задним ходом.



Макет Strv S

Как бы там ни было, но шведское военное министерство выделило деньги на создание опытного образца.

Главной особенностью танка был его низкий силуэт - всего 2140 мм. Верхний лист лобовой брони из катанной гомогенной стали имел толщину 60 мм и располагался под углом 78°, а нижний при толщине 50 мм находился под углом 72° (т. е. между ними был угол всего в 30°). Большие углы наклона броневых плит, особенно, верхнего лобового листа корпуса, повышали защищенность танка.



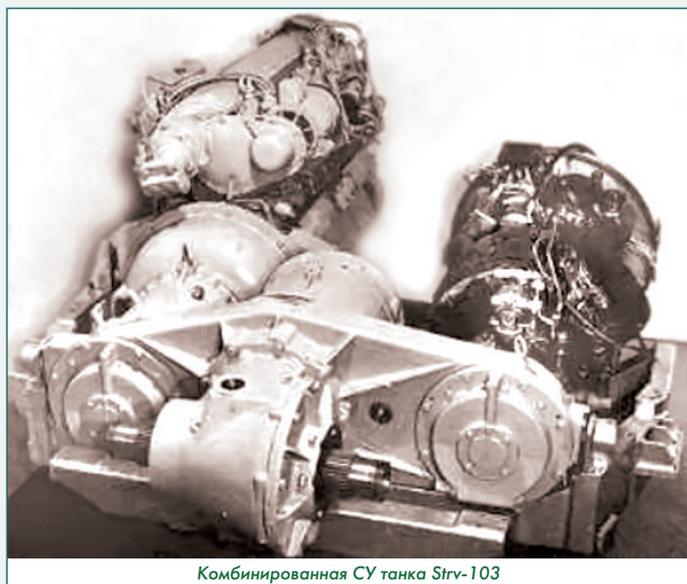
Вид спереди танков Strv 103 и Strv 101 (Centurion Mk 10)

Вертикальные боковые листы также имели разную толщину: верхняя часть - 50 мм, нижняя - 30 мм. Свою лепту в защищенность танка вносили малая площадь бортовых и лобовых проекций, а также корытообразное днище танка.

Основное вооружение - зарекомендовавшая себя английская 105-мм пушка L7. Её Швеция приобрела для лицензионного производства, и для применения её на новом танке увеличили длину ствола с 51 до 62 калибров. Это позволило повысить начальную скорость подкалиберного снаряда и дальность действительной стрельбы по бронированным объектам. В боекомплект входили подкалиберные и кумулятивные снаряды (25 выстрелов), осколочно-фугасные с пластическим ВВ (20) и дымовые (5). Снаряды находились в трёх магазинах, из которых они подавались в пушку с помощью механизма автоматического заряжания, обеспечивающего выполнение до 15 выстрелов в минуту. После выстрела гильза выбрасывалась через люк, расположенный в кормовой части машины, что уменьшало загазованность. Перезагрузка опустевших автоматов заряжания производилась вручную через два люка, расположенных к корме корпуса, и занимала до 10 минут.

В качестве вспомогательного вооружения было два курсовых 7,62-мм пулемета KsP 58, установленных в бронированном корпусе в левой передней части корпуса, справа от пушки находился пристрелочный пулемёт. На командирскую башню был установлен такой же пулемёт, но дистанционно управляемый для защиты боков и кормы танка и прикрытия машины сверху (в качестве зенитного). Боекомплект для пулемётов составлял 2750 патронов.

Силовую установку танка было решено скомбинировать из двух двигателей. Вместе с шестицилиндровым двухтактным дизелем жидкостного охлаждения с вертикальным оппозитным расположением цилиндров Rols Royce K60 мощностью 240 л.с. был установлен двухвальтный газотурбинный двигатель Boeing 502-10 МА мощностью 270 л.с.



Комбинированная СУ танка Strv-103

Двигатели могли работать как совместно, так и по отдельности: экономичный дизельный двигатель был основным (при его работе запас хода составлял 390 км), а ГТД включался в работу в боевой обстановке и вместе с дизелем увеличивали подвижности танка. Он же обеспечивал движение танка при невозможности быстрого запуска дизеля в условиях низких температур. Немаловажно было и то, что два независимых двигателя повышали живучесть машины: при поломке одного из них другой обеспечивал движение.

А вот с обеспечением наведения пушки на цель поворотом корпуса танка пришлось повозиться, и тут на помощь пришло шасси от ранее разрабатываемого танка KRV. На нём отработывались трансмиссия, подвеска и автоматика для их управления.



Доработанное шасси танка KRV

В гидромеханическую трансмиссию DRH-1M разработки компании Volvo входили гидротрансформатор, коробка передач и механизм поворота с гидрообъёмной передачей в дополнительном приводе. Коробка передач обеспечивала две передачи переднего хода и две - заднего.

Индивидуальная регулируемая гидropневматическая подвеска меняла положение опорных катков относительно корпуса и таким образом наклоняла корпус в вертикальной плоскости для наведения вооружения на цель. Для наведения пушки в горизонтальной плоскости быстрое вращение танка на месте обеспечивалось снижением сопротивления повороту путём уменьшения длины опорной поверхности до 2,85 м. Был отработан механизм подъёма крайних катков для ещё большего уменьшения длины опорной поверхности.

В 1960 г. состоялась презентация танка для шведского генералитета, а в 1961 г. компания Vofors представила первые опытные образцы. В ходе проведения испытаний было подтверждено выполнение технического задания по скорости и точности стрельбы, а также в подвижности и проходимости танка, что послужило основанием для заказа нулевой серии из 10 машин, которые были готовы в 1963 г. Три года ушло на испытания и доработку этих машин, после чего танк под обозначением Strv-103 приняли на вооружение и в 1966 г. началось его серийное производство.



Strv 103

Сообщалось, что стоимость программы разработки составила около \$30 млн, а одной серийной машины - \$400 тыс. Такая стоимость объяснялась тем, что производство танка было высокотехнологичным, что также повышало надёжность эксплуатации и облегчало обслуживание.

Удалось обеспечить для Strv-103 и положительную плавучесть, для чего прикреплённый к верхней части корпуса по периметру брезентовый кожух поднимали и фиксировали, на что уходило приблизительно минут двадцать. Затем танк сходил в воду и двигался по дну до тех пор, пока не начинал действовать закон Архимеда. Вода при этом не доходила до края корпуса примерно

на полметра. Скорость благодаря перемотке гусениц достигала 6...7 км/ч. Для управления движением механик-водитель поднимался на находящуюся на корме специальную платформу и оттуда при помощи тросов управлял движением, остальные члены экипажа стояли на передней внутренней поверхности корпуса.



Strv-103 с поднятым брезентовым кожухом

В ходе серийного производства конструкция Strv-103 совершенствовалась. Так, в 1969 г. появилась модификация Strv-103B. На танк был установлен новый газотурбинный двигатель Boeing 553 мощностью 490 л.с. Вместо пристрелочного пулемёта стал использоваться лазерный дальномер, встроенный в прицел водителя-наводчика, а система наблюдения была дополнена инфракрасными приборами. На танк было установлено индивидуальное плавсредство и оборудование для самоокапывания. Все ранее выпущенные машины были доработаны под эту модификацию. Масса танка составила 39,7 т.



Strv-103B

Только через 15 лет, в 1984 г., на уже произведённые и модифицированные машины Strv-103B установили новую СУО "Bofors Aerotronics" с цифровым баллистическим вычислителем, многотопливный дизель Detroit 6V-53T мощностью 232 л.с. и другое оборудование. После этой модификации в названии танка появилась буква "С": Strv-103C. В 1992 г. на корпусе было предусмотрено крепление для установки современной динамической и модульной брони.

В дальнейшем, для повышения защищённость танка откумулятивных боеприпасов в передней части корпуса была установлена решётка из бронестали, которая выдерживала до четырёх попаданий. Для дополнительной защиты бортов было решено использовать разнесённую броню из 18 навесных канистр (по 9 штук на каждый борт), что ещё и увеличивало запас топлива на 400 л. Боевая масса достигла 42,5 т.



Strv-103C

Для дальнейшего повышения защищённости танка было предложено повернуть динамическую и модульную броню установить комплект дополнительных композитных экранов, но дальше опытного образца дело не пошло.



Strv-103 с композитными экранами

Серийное производство танка Strv-103 продолжалось до 1971 г., и к этому сроку было выпущено 335 штук.



Сборка Strv 103 в цеху компании Bofors

Когда в конце 1960-х годов стало понятно, что лёгкий танк Strv-74 безнадежно устарел, шведская армия организовала конкурс на создание новой машины. В ТТЗ были прописаны основные требования: мощное вооружение для борьбы с современными танками, высокая скорость, противопульное бронирование со всех направлений и от 20-мм снарядов автоматических пушек спереди, а также способность преодолевать водные преграды вплавь. Автомат заряжания заданием не предусматривался, поэтому экипаж состоял из четырёх человек.

Военные заказываемую технику называли ни лёгким танком, ни САУ, а "Пехотной машиной с орудием" - *Infanterikanonvagn* или сокращённо *Ikv-91*.

В 1965 году министерство обороны Швеции объявило конкурс на создание перспективной бронемшины. За реализацию этого задания взялись несколько компаний, в том числе и Bofors и Landsverk, но выиграла и получила заказ компания Hagglunds, которая первый прототип сделала в 1969 году.

Для выполнения ТТЗ корпус и башню сварили из стальной катаной брони. Толщина листов колебалась от 4 до 8 мм, причём верхний лист лобовой части корпуса был слегка выгнут наружу, и на нём были установлены волноотражающие щитки. Сочленение



Ikv-91

боковых листов с лобовым и верхним листами было выполнено со скруглением. Бронирование над гусеничными полками имеет фальшборт, за которым находились баки с топливом, запасные части и инструмент, что имитировало разнесённую броню и тем самым повышало защиту откумулятивных снарядов.

Лоб башни был сварен из многоугольных броневых листов, в результате чего имел клиновидную форму, а маска амбразуры являлась продолжением обводов башни до ствола пушки (очень похоже на конструкцию у Strv-74). Для повышения защищённости башни на её скулах позже стали крепить запасные траки. Люки и оптические приборы располагались на горизонтальной крыше башни.

В качестве основного вооружения была предложена 90-мм нарезная пушка L/54 производства BAE Systems Vofors без системы стабилизации. Высокую точность стрельбы обеспечивала система управления огнем, которая включала монокулярный перископический прицел наводчика с встроенным лазерным дальномером, электронный баллистический вычислитель, приборное оборудование и др. Эта система обеспечивала автоматическое наведение пушки и сохранение угла упреждения по сигналам баллистического вычислителя на основании поступающих в него данных о цели, сопровождаемой наводчиком орудия через прицел в соответствии с целеуказаниями командира. Вычислитель был способен производить расчет установок для стрельбы из пушки на дальности до 2000 м. В боекомплект танка из 56 снарядов (13 находилось в башне, остальные в корпусе.) входили стабилизируемые оперениемкумулятивные снаряды массой 4,5 кг и начальной скоростью 825 м/с, а также осколочно-фугасные снаряды массой 6,7 кг.

Вспомогательное вооружение было представлено спаренным с пушкой 7,62-мм пулеметом m/39 и таким же зенитным, установленным на крыше башни.

Силовая установка, выполненная в едином блоке, включала двигатель, коробку передач с гидротрансформатором, редуктор и фрикционы механизма поворота. В целях уменьшения габаритов танка моноблок установили в корпус под углом 32°, что позволило уменьшить габариты машины. Двигатель - четырёхтактный шестцилиндровый дизель с жидкостным охлаждением Volvo-Penta TD 120 A мощностью 330 л.с.; связь двигателя с трансмиссией обеспечивалась карданной передачей. Скорость по шоссе достигала 65 км/ч, при этом топлива хватало на 500 км. Автоматическая трансмиссия с гидротрансформатором обеспечивает четыре передачи для движения вперед и одну - назад.

Ходовая часть содержит по шесть обрезиненных опорных катков на борт, ведущие колёса расположены сзади. Поддерживающих катков нет. Подвеска опорных катков танка индивидуальная торсионная. Балансиры передних и задних катков связаны с амортизаторами. Траки резинометаллической гусеницы имеют съёмные резиновые подушки, обеспечивающие движение по дорогам с твердым покрытием. А вот для движения по льду на траках монтируются стальные 50-мм шипы.

Перед преодолением водной преграды поднимаются волноотбойные щиты, а на крыше кормовой части корпуса открываются воздухозаборники и выхлопной патрубок двигателя. Попавшая внутрь танка вода откачивается четырьмя трюмными насосами. Движение со скоростью 7 км/ч обеспечивается перематкой гусениц.

Серийное производство началось в 1975 году и за четыре года было произведено 212 Ikv 91.



Ikv-91

Не обошлось и без попыток компании Hagglunds модернизировать танк путём установки 105-мм пушки со стволом большого удлинения, из-за чего её крепление в положении "по-походному" находилось за МТО.



Испытания Ikv-91 с установленной 105-мм пушкой

Надо отметить, что фирма Hagglunds (как, впрочем, и другие участники конкурса) прорабатывала несколько вариантов создания лёгкого танка. Так, например, был проект Ikv 91 Alt 3, в котором башня кругового вращения располагалась в корме, что позволяло установить на танк более мощное длинноствольное орудие. Но тогда дальше чертежей дело не пошло.



Эскиз лёгкого танка Ikv 91 Alt 3

Толчком к продолжению работ по применению 105-мм пушки послужило в 1983 году предложение от индийской армии принять участие в конкурсе на лёгкий танк, у которого в качестве основного вооружения должна быть именно такая пушка.

Конструкторы компании не только разработали новую башню с более мощным вооружением, но и обеспечили двухплоскостную стабилизацию пушки высокого давления, разработанную компанией Vofors. На стволе имелись эжектор и развитый дульный тормоз. Весь боекомплект пушки из 50 унитарных снарядов размещался в корпусе танка.

При преодолении водных преград вплавь движение обеспечивалось не перематкой гусениц, а с помощью двух гребных винтов в кольцевых каналах, установленных в корме корпуса. Такой движитель увеличил максимальную скорость на воде до 12 км/ч. Скорость движения на суше, несмотря на увеличение боевой массы до 18 тонн из-за установки 105-мм пушки, осталась без изменения.

Модернизированный танк, получивший название Ikv 91-105, был отправлен в Индию, где принял участие в испытаниях, результаты которых местных военных всё же не удовлетворили. Не удалось заинтересовать этой машиной потенциальных покупателей и из других стран.



Ikv 91-105 для Индии

Пока компания Hagglunds готовилась к серийному производству Ikv-91 у военных, только-что получивших более трёх сотен танков Strv-103, возникло желание получить что-нибудь новое. Поэтому министерство обороны через своё управление FMV, отвечавшее за создание и закупки новой материальной части, поручило основному танкостроительному компаниям - Hagglunds и

Vofors - разработать легкий танк массой около 20 т и удельной мощностью до 30 л.с./т. В экипаже машины должно быть два или три человека. Для снижения стоимости требовалась максимальная унификация узлов и агрегатов с существующими боевыми машинами. Проект перспективного танка получил название "Наземная боевая машина, стреляющая прямой наводкой" - Underlagsgrupp Direkt Eld Stridsfordon или, сокращённо, UDES. На этот проект было выделено 1,8 млн шведских крон (около \$8 млн).

Вскоре к работам подключились специалисты FMV, которым также захотелось разработать свой собственный проект перспективного танка, причём с привлечением к работам по своему варианту специалистов фирм Hagglunds и Vofors. В связи с тем, что руководителем работ по этому проекту был назначен тот же самый конструктор, который создавал танк Strv 103, а также из-за требований унификации, разрабатываемая машина должна была стать глубоко переработанной версией этого танка.

Прежде всего, было, исходя из эксплуатации и "боевого" применения, понятно, что углов вертикальной наводки у танка Strv 103 недостаточно, а наводка в горизонтальной плоскости корпусом вполне приемлема. Поэтому было принято решение использовать качающуюся пушку в сочетании с управляемой подвеской.

Для проверки качающейся орудийной установки в 1973 году на базе бронетранспортера Pbv 302 был изготовлен макетный образец. У БТР Pbv 302 обрезали часть корпуса, а в ходовой установили опорные катки меньшего диаметра. Первые три пары катков из пяти сохранили от БТР торсионную подвеску с балансирами, а две задние пары катков получили Г-образные балансиры, у которых длинное плечо имело крепление для катка, а короткое соединялось с поршнем гидроцилиндра. Движение поршней изменяло положение катков, что меняло наклон корпуса поднятием кормы. При этом передние (ведущие) колеса ложились на грунт, а задние (направляющие) находились на полутораметровой высоте. Изменение наклона корпуса в сочетании с вертикальной наводкой пушки (на макете ствол был взят от 105-мм нарезного орудия с крупным дульным тормозом) давало широкий диапазон углов для стрельбы. На макете для привода гидравлики применили электрический двигатель с гидронасосом, а электроэнергия поступала извне.



Опытный макет танка UDES 03 при различных положениях корпуса

На втором макетном образце, построенном в том же году на базе аналогичного БТР Pbv 302, проверялась подвижность. Корпус ходового прототипа был почти таким же, как и у Strv 103, ходовая часть осталась прежней, а вооружение имитировалось макетами. Были установлены новая силовая установка (дизельный двигатель Volvo THD 100 мощностью 270 л.с.) и трансмиссия.

Ходовой макет танка UDES 03



Проведенные в начале 1973 года ходовые испытания этого макетного образца подтвердили возможность создания такой боевой машины, а заодно и внесли коррективы в ТТЗ на неё.

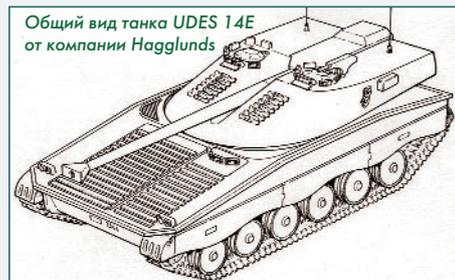
В окончательном виде танк по проекту UDES 03, с точки зрения специалистов из FMV, должен был иметь корпус с наклонным лобовым листом, переходящим в горизонтальную крышу, в которых по центру было предусмотрено место под качающуюся 105-мм нарезную пушку с дульным тормозом, а силовую установку и трансмиссию разместить в передней части корпуса. Экипаж (механик-водитель и сидящий за ним командир-наводчик) располагался слева от пушки. Наведение пушки на цель должен был выполнять сам командир, используя перископический прицел на своём рабочем месте.

В окончательный вариант машины массой 20...25 т для обеспечения требуемой подвижности предполагалось поставить двигатель мощностью 600...900 л.с., в ходовой должно быть по пять опорных катков большого диаметра на борт, а подвеска - комбинированная с применением торсионов и гидравлических (управляемых) амортизаторов.

Однако уже в мае того же 1973 года прошло заседание, на котором шведские танкостроители решили, что перспективный танк строить по безбашенной схеме не совсем правильно и надо вернуться к разработке танков, имеющих основное вооружение в башне. Тут следует заметить, что компания Hagglunds в рамках выполнения работ по проекту UDES предложила свой вариант с полноценной башней кругового вращения, который тогда так и остался на бумаге.

Во исполнение решения проведённого заседания организация FMV инициировала разработку очередного проекта (официальное обозначение - UDES 14), в соответствии с которым ставилась задача разработать легкий танк с башней, установленной на существующее и, естественно, доработанное шасси. В соответствии с техническим заданием от FMV, танк должен иметь боевую массу порядка 25...27 т (противоснарядное бронирование) и удельную мощность не менее 20 л.с. на тонну, из-за чего дизельный двигатель должен быть мощностью около 500...550 л.с. Основное вооружение - 105-мм нарезная танковая пушка в поворотной башне. Автомат заряжания мог быть, а мог и не быть, и тогда появлялся четвёртый член экипажа - заряжающий.

За проектирование взялись проверенные компании: Vofors и Hagglunds, каждая из которых предложила военным в лице FMV по несколько вариантов. Специалисты из военной организации выбрали у компании Vofors проект под названием UDES 14-2, а у Hagglunds - UDES 14E; при этом для удобства их переобозначили: UDES 14-2 стал UDES 15, а UDES 14E - UDES 16.



И в 1974 году обе компании приступили к делу, но вскоре специалисты из FMV решили, что надо работу над практически похожими проектами вести сообща и создавать из того лучшего, что есть у каждой компании, единый вариант танка, проект которого получил обозначение UDES 15/16. Общими усилиями был сформирован облик перспективного танка.

Верхний лобовой лист корпуса средней толщины устанавливался под небольшим углом к горизонтали, что увеличивало защищённость. Двигатель и трансмиссия должны были находиться в передней части корпуса, что обеспечивало дополнительную защиту. Отделение управления с механиком-водителем определили за двигателем у левого борта. Освободившуюся от двигателя корму приспособили под дополнительную укладку боекомплекта.

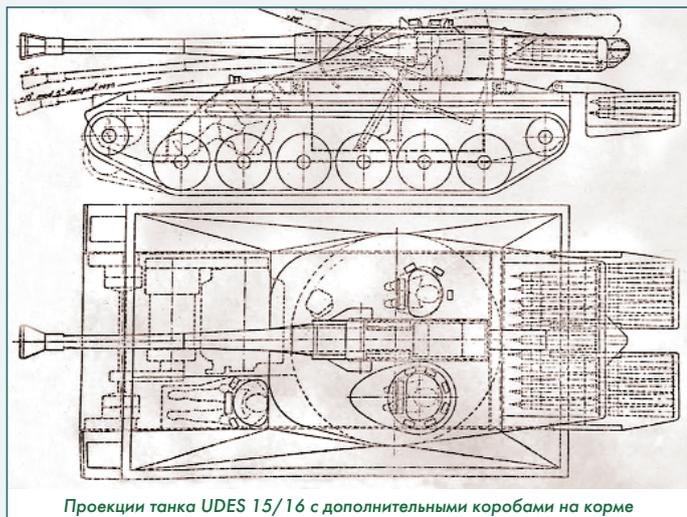
В центральной отсеке находилось боевое отделение, для чего на погон корпуса поставили орудийную башню со 125-мм лобовым бронированием, которое установили под большим углом к

вертикали. Кроме того, башня имела скуловые листы толщиной 160 мм, вертикальные борта небольшой ширины и развитую кормовую нишу. Клиновидная маска сильно выступала перед лобовым листом башни.

Из-за того, что оба коллектива решили, что совместно разрабатываемый танк будет без заряжающего, надо было решать, где должен быть автомат заряжания. Предлагалось два варианта. По первому варианту пушка качалась на цапфах, а автомат заряжания и всё остальное размещалось стационарно. По второму варианту применялась лафетная компоновка, при которой казенник и автомат заряжания находились в прямоугольном броневом корпусе большого удлинения внутри башни. За этим корпусом крепился бронированный ящик с механизированной боеукладкой. Всё это должно было качаться в вертикальной плоскости в пределах от  $-5^\circ$  до  $+20^\circ$ . Управляемая гидравлическая подвеска позволяла увеличить угол снижения до  $-10^\circ$ .

В соответствии с ТЗ основным вооружением UDES 15/16 должна была стать 105-мм нарезная пушка с дульным тормозом и продувкой ствола сжатым газом. В перспективе была задумка установить 120-мм пушку.

Конструкторам пришлось подумать над тем, как выполнить ТЗ, согласно которому в боекомплекте должно было быть 40 унитарных снарядов, а в кормовой нише помещалось только 20. Решение было простым - снаряды поместить в обоймы-короба по 10 штук. Два таких закрепить по обеим сторонам автомата заряжания, а ещё два закрепить на кормовом листе корпуса. После израсходования снарядов из основной обоймы, она сбрасывалась, башня устанавливалась в нейтральное положение, и с помощью кормовой стрелы на место старой обоймы устанавливалась новая.



Проекция танка UDES 15/16 с дополнительными коробами на корме

Конкретная марка дизельного двигателя определена не была, но для получения требуемой подвижности его мощность должна быть не менее 500 л.с. Место его установки осталось в сравнении с ранее разрабатываемыми проектами прежним - в передней части корпуса вместе с трансмиссией.

В ходовой части было предусмотрено на каждом борту установить по шесть опорных катков, оснащённых индивидуальной гидравлической подвеской. Регулировкой давления в цилиндрах можно было менять характеристики подвески, а также наклон корпуса для увеличения угла снижения пушки.

Свои идеи конструкторы решили проверить на опытных машинах, на которых исследовались только отдельные элементы. Так, на танке Ikv 91 установили макет боевого отделения, но без кормовой стрелы и дополнительного боекомплекта.

Для демонстрации сформированного общими усилиями последней версии облика танка UDES 15/16 участниками проекта был сооружён деревянный макет. Однако он не впечатлил военных из управления FMV, прибывших ознакомиться с ходом работ. В результате, в том же 1974 году проект UDES 15/16 был закрыт, но конструкторы боевых машин не остались без дела: сразу же



Макет танка UDES 15/16

им поручили на основе полученных наработок и скорректированных ТЗ создание других машин.

Прежде всего, военным приглянулась лафетная компоновка башни с размещением орудия и автомата заряжания в отдельном бронированном агрегате. И возникла идея скрестить модернизированный корпус серийного танка Strv 103 с лафетной орудийной установкой, которая в походном положении опускалась на корпус, а в боевом поднималась, что обеспечивало вертикальную наводку в широких пределах. Здесь прослеживается всё та же идея: сидеть в засаде, а в нужный момент поднять ствол и выстрелить. Но этот проект, получивший наименование UDES 17, просуществовал недолго.

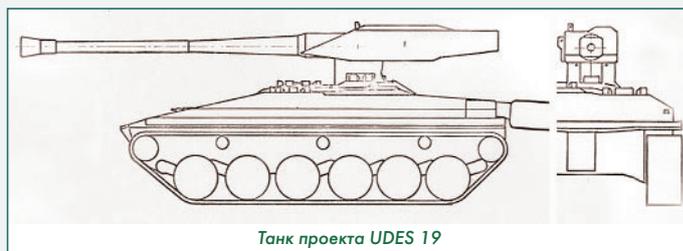
Механизм поднятия достаточно тяжёлого бронированного агрегата с корпуса получался сложным и, соответственно ненадёжным. Поэтому был предложен очередной проект - UDES 18, в котором башня лафетной компоновки не убиралась в корпус. Снаряды подавались из сменного кормового короба автоматом заряжания. Короба с дополнительными снарядами менялись с помощью крана-стрелы, как в проекте UDES 15/16.



Размещение вооружения танков проектов UDES 17 и UDES 18

Но и этот проект дальше чертежей не продвинулся, а трансформировался в проект UDES 19. Требования военных, сформулированные специалистами FMV, к новому варианту танка практически не изменились: боевая масса около 25 тонн, 105- или 120-мм пушка, защищённость от пуль и артиллерийских снарядов малокалиберной артиллерии, подвижность обеспечивается двигателем удельной мощностью 20...25 л.с. на тонну. Основное требование и в этом проекте - сокращение размеров лобовой проекции.

Конструкция корпуса, наклон и толщина лобовых листов ничем существенно от предшествующих проектов не отличались. Да и компоновка с передним расположением моторно-трансмиссионного отделения осталась прежней.



Танк проекта UDES 19

В центре корпуса находится обитаемый отсек с рабочими местами всех членов экипажа. На корме размещались укладка боекомплекта и некоторые механизмы автомата заряжания. Запасные короба с боекомплектом также размещались за пределами корпуса.

Требуемую подвижность должен был обеспечить двигатель мощностью не менее 500 л.с., крутящий момент с которого выво-

дился на передние ведущие колеса. В различных вариантах этого проекта в ходовой части было либо по пять, либо по шесть опорных катков. Для улучшения боевых качеств ходовая часть оснащается регулируемой гидравлической подвеской, что позволило бы менять положение корпуса и, соответственно, орудия, которое входило в состав боевого модуля.

На погоне корпуса предполагалось размещение опорной плиты лафетной башни, на ней две вертикальные стойки с шарнирами для установки цапф качающейся артиллерийской части. Её закрывал броневой корпус с клиновидной лобовой частью, верхний лист которой располагался под большим наклоном. Прочие элементы корпуса имели прямоугольное сечение. В лобовом листе броневое корпуса находилась амбразура для вывода ствола, в днище и комовом листе - отверстия для взаимодействия с автоматикой перезарядки. Гидроцилиндры обеспечивали наведение пушки в вертикальной плоскости.

Экипаж хоть и находился в едином отсеке в центральной части корпуса, но место механика-водителя находилось в его передней части, а места командира и наводчика находились под опорной плитой лафетной башни и перемещались (вращались) вместе с ней.

Ходовой макет решили сделать на базе шасси и корпуса немецкой БМП Marder. С неё сняли башню с малокалиберной автоматической пушкой и на погон установили макет боевого модуля со 105-мм пушкой.



Лафетная башня на шасси БМП Marder



Параллельно на одном из серийных Strv 103 отрабатывался автомат заряжания. Проведенные испытания подтвердили возможность работы лафетной установки в различных условиях, в том числе и при попадании небольших посторонних предметов в механизмы автомата заряжания.

Для демонстрации военным внешнего вида танка по этому проекту был сооружён деревянный макет. Если сравнивать размеры макета танка UDES 19 и серийного Strv 103 можно отметить, что высоту по крыше корпуса удалось сделать немного меньше, а ствол пушки приподнять и тем самым обеспечить более высокую линию огня.



Серийный Strv 103 и макет танка UDES 19

Ещё одним положительным моментом была возможность установки 120-мм пушки без коренной переработки корпуса за исключением мест укладки боекомплекта. Тем не менее, проект танка UDES 19 был закрыт, но идея лафетного размещения пушки продолжала шлифоваться в последующих проектах, которые были инициированы военными. Уж очень сильно им хотелось иметь боевую машину повышенной проходимости с башню лафетной компоновки, и они открыли проект UDES XX 5.

И если машины предыдущих проектов могли претендовать на запуск в серию, то тот объект, который получился бы на этот раз, никак не мог стать боевой машиной - буквы "XX" в названии проекта говорили о чисто исследовательской работе. Надо было проверить, можно ли, используя сочлененное шасси, создать носитель орудия с возможностью преодолевать препятствия, которые обычный танк избегал.

Следует отметить, что использование двух отдельных корпусов с собственными гусеничными двигателями, соединенными при помощи управляемого шарнира, обеспечивающего изменение их взаимного положения, уже было опробовано шведской компанией Hagglunds.



Bandvagn 206

Она в середине семидесятых годов построила сочленённый многоцелевой гусеничный транспортер Bandvagn 206, который мог перевозить 17 человек (6 в передней секции и 11 в задней) либо 2,25 т груза. В армии Швеции Bandvagn 206 (Bv 206) использовался в качестве бронетранспортера, санитарной или командно-штабной машины, носителя миномёта или установки с противотанковыми ракетами.

Два корпуса машины соединялись между собой при помощи специального шарнира, благодаря которому оба корпуса могли перемещаться относительно друг друга при помощи набора гидравлических цилиндров, соединяющих корпуса. Через конструкцию шарнира проходил карданный вал, передающий крутящий момент от двигателя на ведущие колеса задней секции, т.к. дизельный двигатель мощностью 135 л.с. и автоматическая трансмиссия находилась в первой секции.

Подвеска опорных катков, ведущих и направляющих колес осуществлялась на продольных бортовых балках, которые, в свою очередь, крепились к раме секций. Причём и катки, и колёса, и сами балки соединялись через резиновые и металлические рессоры. Благодаря такой конструкции каждый из четырех опорных катков каждой гусеницы имел небольшой вертикальный ход, но вся ходовая часть могла компенсировать значительные перепады высот.

Из-за того, что габаритные размеры Bv 206 были небольшими: общая длина 6,9 м и ширина 1,87 м, а грузоподъемность всего 2,25 т, что значительно меньше чем у танка, было решено на первом этапе истинные габариты обозначить четырьмя прутами. С обеих секций сняли корпуса-фургоны, рабочие места водителя и его помощника перенесли из передней части секции в корму, из-за чего доработали систему управления и сварили раму из труб для защиты экипажа. Чтобы уложиться по массе решили делать макеты корпуса и вооружения максимально облегченными, а заднюю секцию нагружали мешками с балластом для получения требуемой массы.



В таком виде Bv 206 (UDES XX 5) прибыл на полигон.

После испытаний первой экспериментальной машины было принято решение о продолжении работ по проекту UDES XX 5, после чего на существующее шасси установили имитаторы броневго корпуса и вооружения. Естественно, орудийная установка лафетной компоновки была неподвижной: на крыше корпуса передней секции установили опоры, а на них кожух с макетом пушки. Ствол орудия имел маску большой длины, а казенник находился в кожухе прямоугольного сечения. На задней секции установили имитатор корпуса требуемой длины (из-за чего корпус макета выступал за пределы этой секции) и ширины, но небольшой высоты.



Вторая версия прототипа проекта UDES XX 5

Наведение макета орудия на цель предполагалось выполнялось управлением всей машиной. При горизонтальной наводке поворачивалась передняя секция при помощи соответствующих переключений гидроцилиндров шарнира. Также осуществлялась вертикальная наводка путем наклона секций.



При горизонтальной наводке поворачивалась передняя секция при помощи соответствующих переключений гидроцилиндров шарнира. Также осуществлялась вертикальная наводка путем наклона секций.

В ходе испытаний второго экспериментального образца машины проекта UDES XX 5 расчетные характеристики проходимости и подвижности на пересеченной местности были подтверждены, что вселило уверенность руководству управления FMV в перспективности создания танков сочленённой схемы.

Однако, наведение пушки перемещением корпуса отвергли, т.к. она не позволяла стрелять на ходу, и в новом ТЗ было рекомендовано использовать боевой модуль с системами горизонтального и вертикального наведения (как на танке проекта UDES 19). В 1977 году начались предварительные работы по проекту UDES XX 20, продолжавшиеся до начала восьмидесятых годов. Естественно, что для повышения подвижности машина должна иметь два отдельных корпуса с собственными гусеничными двигателями. В соответствии с ТЗ передний корпус оснащался орудийной установкой с пушкой калибра 105 мм и рабочими местами экипажа, задний - силовой установкой, боекомплект, топливными и гидравлическими системами. Требования по массе остались прежними - не более 25 тонн.

Верхние и нижние лобовые листы корпусов должны были изготавливаться из катаной гомогенной брони толщиной до 20 мм. Остальные элементы корпуса должны иметь толщину не более 6 мм. Предварительные работы по проекту UDES XX 20 продолжались до начала восьмидесятых годов, и ещё до изготовления прототипов в ТЗ военные внесли коррективы: теперь требовалось вооружить танк 120-мм гладкоствольной пушкой. По этой причине боевую массу танка увеличили до 26 т.

После согласования основных характеристик приступили к изготовлению прототипа. И как всегда, шведские конструкторы сначала изготовили обе секции танка без настоящего вооружения. Для проведения ходовых испытаний вместо 120-мм пушки установили деревянный макет с укороченным стволом.

Оба корпуса соединялись при помощи такого же шарнира, как и в проекте XX 5, но, естественно, более мощного. На верхней части кормы передней секции находились крепления для установки поршня управляющего гидроцилиндра, который крепился на верхней части лба заднего корпуса. Дифференцированная работа цилиндров позволяла машине выполнять поворот, а синхронная - либо поднимала центральную часть танка при выпуске

поршней, либо поднимала нос передней секции и корму задней при втягивании поршней гидроцилиндров.

В лобовой части задней секции имелось окно для вывода карданного вала от установленного в ней двигателя. Дизельный двигатель Detroit Diesel 8VA-71TA мощностью 600 л.с. обеспечивал как движение, так и работу насосов гидросистемы. Мощность от двигателя через коробку передач и раздаточную коробку выводилась на ведущие колёса задней секции, а через карданный вал подавалась на ведущие колёса передней секции. Ведущие колёса располагались впереди и имели меньший диаметр, чем три опорных катка с индивидуальной подвеской на каждом борту обеих секций. Направляющие колёса располагались сзади и были опущены на грунт.

В передней секции в её передней части место командира находилось справа, слева от него - место механика-водителя. Причём рабочее место командира должно было находиться внутри кабины из 20-мм брони, которая могла подниматься из корпуса танка почти на высоту ствола пушки для улучшения обзора впереди лежащего пространства. Забегая вперёд, надо отметить, что эта идея так и не была реализована на танке проекта UDES XX 20 (может была альтернатива этой идеи - подъём только приборов наблюдения). Место наводчика находилось за ними.

В соответствии с обновлённым ТЗ на вооружении танка UDES XX 20 должна была находиться гладкоствольная 120-мм пушка. Для этого в кормовой части переднего корпуса должна была быть на вынесенной опоре установлена поворотная платформа башни лафетной компоновки. Пушка монтировалась на двух наклонных вперед стойках с шарниром. Пушку длиной 44 калибра с развитыми противооткатными устройствами и дульным тормозом выбрали производства компании Rheinmetall. Казенная часть пушки закрывалась корпусом специальной многогранной формы. Наведение пушки должно было осуществляться электрическими и гидравлическими приводами.

Снаряды к пушке должны были находиться в механизированной укладке в задней секции вместе с манипулятором для их подачи к казеннику пушки через люк в корпусе орудийной установки. Несмотря на сложность конструкции и необходимость установки пушки для её зарядки в нейтральное положение, конструкторы обещали достичь скорострельность порядка 7-10 выстрелов в минуту.

Тем не менее, первый опытный образец перспективного танка, построенный в 1982 году компанией HB Utveckling AB (совместное предприятие BAE Systems Bofors и BAE Systems Hagglunds), настоящую пушку так и не получил. Для отработки различных элементов конструкции и ходовых качеств был смонтирован имитатор пушки с укороченным стволом. На начальный период ходовых испытаний для защиты экипажа при возможном опрокидывании на лобовом листе была установлена мощная рама.

Как и ожидалось, ходовые испытания подтвердили высокую проходимость сочлененной машины, которая легко преодолевала тестовые препятствия, в том числе широкие траншеи и высокие стенки. При необходимости водитель менял взаимное положение двух корпусов так, что задняя секция помогала передней преодолеть препятствие, а затем передняя секция затаскивала заднюю.



Ходовые испытания первого опытного образца проекта UDES XX 20

Затем ходовые испытания продолжили с установленным макетом 105-мм пушки. В данном случае проверялась ещё и возможность преодолевать препятствия с пушкой нормальной длины. Дизельный двигатель обеспечивал удельную мощность на уровне 23 л.с. на тонну, что позволяло как успешно преодолевать препятствия, так и разогнаться на шоссе до 55 км/ч. Специальная защита экипажа была снята после окончательной проверки безопасного преодоления препятствий.



Ходовые испытания с макетом 105-мм пушки



Проверялась и возможность сочленённого танка по дополнительному увеличению угла вертикальной наводки.

После ходовых испытаний предстояло выполнение огневых. Для чего на переднюю секцию танка установили 120-мм гладкоствольную пушку высокого давления L/44 Rheinmetall лафетной компоновки. Для снижения воздействия при выстреле на корпус танка был применён специальный дульный тормоз и развита противоткатная система.



UDES XX 20 с установленной 120-мм пушкой

Стрельба должна была производиться на всех углах горизонтальной наводки, причём наибольший интерес представляла стрельба при установке пушки под углом  $\pm 90^\circ$ : существовало опасение, что при таком положении передняя секция опрокинется. Из-за отсутствия автомата заряжания при проведении тестовых стрельб снаряды заряжались вручную.

Проведенные стрельбы показали, что опасения были напрасными, да и точность оказалась приемлемой.

Тем не менее, несмотря на достаточно высокие характеристики, выявленные в ходе испытаний, у танка проекта UDES XX 20 имелись недостатки. Прежде всего, это высокая сложность производства и эксплуатации двух корпусов и системы сочленения, которая, к тому же, снижала маневренность и не позволяла танку



Огневые испытания 120-мм пушки на UDES XX 20 при стрельбе под углом  $90^\circ$

разворачиваться на месте. Да и отсутствие защиты шарнира и гидроцилиндров не повышало боеспособность. Как не повышало её лафетная компоновка орудия и хранение боезапаса во второй секции: при отказе автомата заряжания экипаж не мог заряжать пушку вручную.

Испытания опытного танка UDES XX 20 продолжались до марта 1984 г. после чего дальнейшие работы были признаны нецелесообразными из-за конструктивной сложности и высокой стоимости танка. Таким образом, все машины, разработанные по программе UDES, не получили дальнейшего развития. Как не получила путёвку в жизнь ЗСУ, разработанная на базе танка Strv 103.

К началу 1960-х годов шведские военные пожелали получить ЗСУ, подобную Lvkv m/43, на новом шасси и с современной системой управления огнём. За решение этой задачи взялись специалисты Vofors, предложившие использовать в качестве базы ходовую часть танка Strv 103.

При этом компоновку они изменили: моторно-трансмиссионное отделение перенесли в корму, а в центре корпуса разместили большую вращающуюся башню, броня которой защищала только от огня стрелкового оружия. Экипаж ЗСУ состоял из трёх человек: командира, наводчика-оператора и механика-водителя.

Вооружение ЗСУ - размещённые в башне в единой люльке две автоматические пушки Vofors L70 с обойменным заряжанием. Причём стволы пушек имели жидкостное охлаждение, для чего в башне был смонтирован резервуар с водой. Скорострельность каждой пушки составляла 240 выстрелов в минуту, а в боекомплекте входили 425 осколочно-фугасных и подкалиберных снарядов. У башни было круговое вращение, а углы вертикальной наводки лежали в пределах от  $-5^\circ$  до  $+85^\circ$ . Эффективная наклонная дальность стрельбы по воздушным целям составляла до 3000 метров. Для обнаружения воздушных целей на удалении до 20 км была установлена РЛС с антенной на крыше башни.

На ЗСУ силовая установка осталась прежней и состояла из дизельного и газотурбинного двигателей. Мощности двигателей хватало для разгона ЗСУ массой 29 тонн по шоссе до 60 км/ч, а запаса топлива хватало на 390 км. Подвеску, взятую у базового танка, упростили, и она не могла обеспечивать наклон корпуса, т.к. этого для ЗСУ и не требовалось. В ходовой осталось по четыре катка на борт, только ведущее колесо стало задним.

В таком виде ЗСУ, получившая название VEAК-4062, прошла испытания, результаты которых удовлетворили военных, но после того, как они узнали о её стоимости, равной стоимости батареи буксирных орудий с радиолокаторами, централизованным управлением и постом наведения - отказались.

Итак, работа по программе UDES пошла в корзину, а стоящий на вооружении Strv 103 устарел. Надо было искать выход, и в 1993 году в Швецию для проведения испытаний доставили два Т-80У (125-мм гладкоствольная пушка, автоматическое заряжание отдельными выстрелами, экипаж 3 человека, газотурбинный двигатель мощностью 1250 л.с. разгонял 46-тонную машину до 70 км/ч).

Танки шведских военных впечатлили, но политики в январе 1994 г. приняли решение о том, что основным боевым танком Швеции станет немецкий Leopard 2.



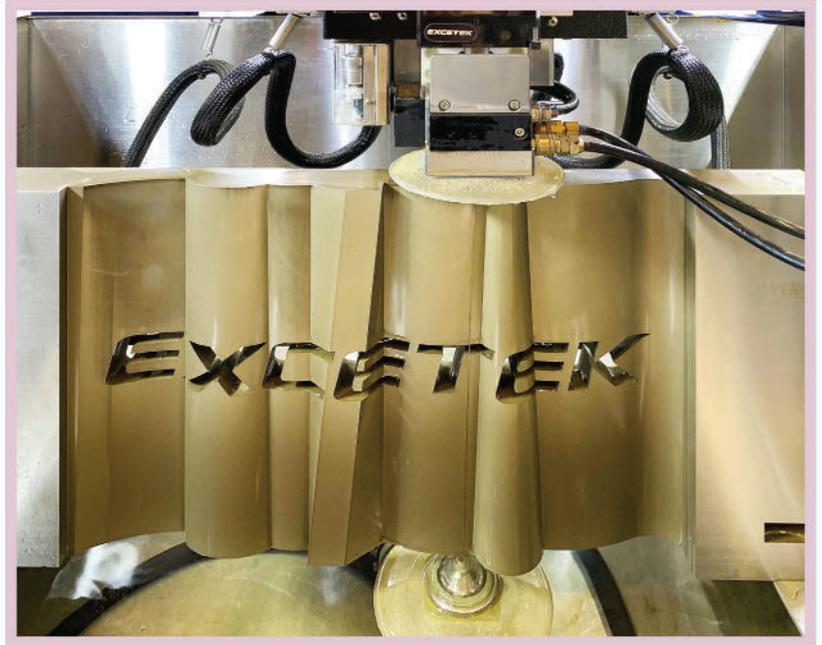
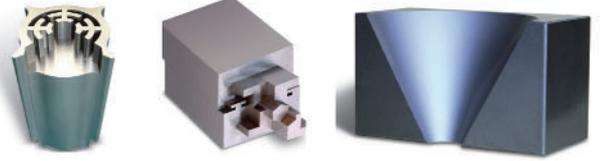
13 января 1994 г. Т-80У на шведском полигоне

В следующем номере рассмотрим танки второго послевоенного поколения остальных стран: Японии и других. (Продолжение следует.)



# ЭЛЕКТРОИСКРОВЫЕ (электроэрозионные) СТАНКИ

- + проволочно-вырезные
- + прошивные
- + супердрели



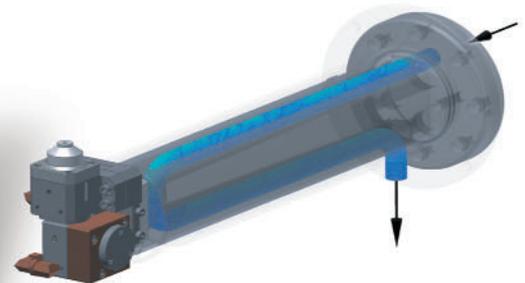
**ПЕРЕДОВЫЕ  
ТЕХНОЛОГИИ  
ЭЛЕКТРОЭРОЗИИ ОТ  
ВЕДУЩЕГО ТАЙВАНЬСКОГО  
СТАНКОСТРОИТЕЛЯ  
МИРОВОГО УРОВНЯ**

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



Ra 0,18 мкм

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



# ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭНДОСКОПИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИЗМЕРИТЕЛЬНЫМ МОДЕЛИРОВАНИЕМ



ВНЕСЕН В ГОСРЕЕСТР СИ № 89037-23

