

Двигатель

Научно-технический журнал № 1-2 (151-152 + 244) 2024

В номере:

От двигателя для БЛА (стр. 2)

до двигателя для танкера ледового класса (стр. 30).

Топливо для ЖРД (стр. 17)

и испытание баков для топлива (стр. 26).

Люфт подшипника и динамическая стабильность ГТД (стр. 4).

Финансовый анализ платёжеспособности
двигателестроительных компаний (стр. 9).



ISSN 0250-0985





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"

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 и включена в индекс РИНЦ

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели"®.

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"® зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Пер. № 018414 от 11.01.1999 г.

26-й (118-й) год издания.

Отпечатано

ООО "Эксперт" Москва.

Тираж 500 экз.

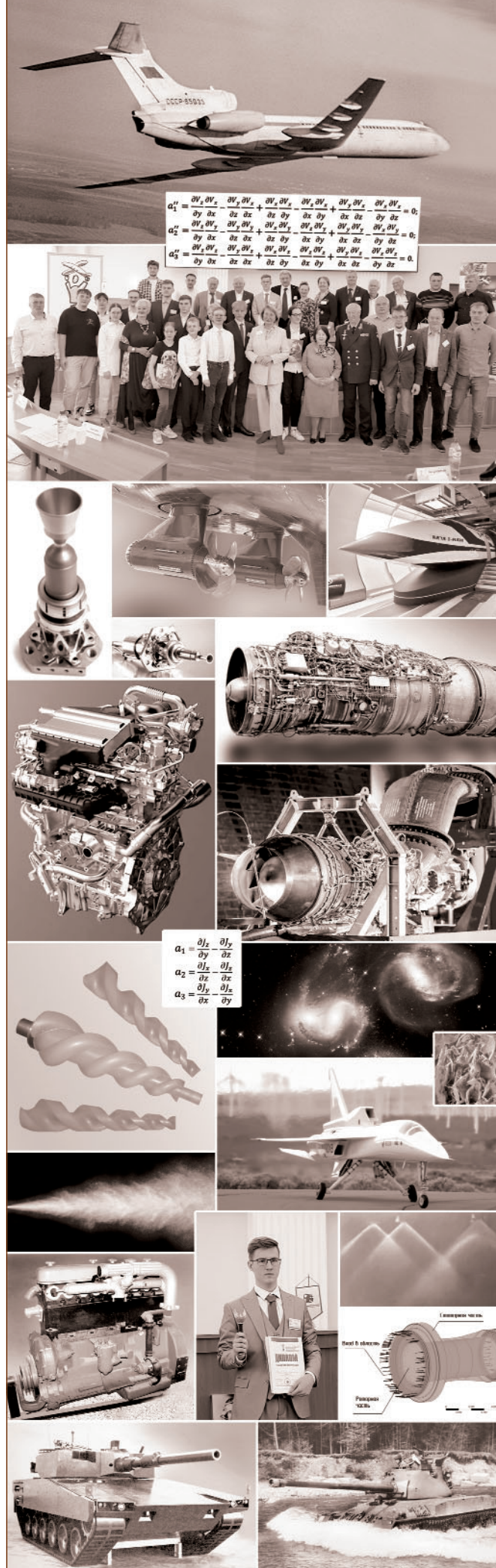
Периодичность: 6 номеров в год.

Цена свободная.



СОДЕРЖАНИЕ

- 2 Создание поршневого двигателя для БЛА на основе конверсии**
М.Ю. Орлов, Е.В. Орлова
- 4 Влияние на динамическую стабильность роторов газотурбинных двигателей люфтов подшипников**
Ю.Б. Назаренко, А.И. Зубко, В.В. Маришкин
- 6 Оптимизация течения воздушной утечки в области под камерой сгорания двухконтурного турбореактивного двигателя тяговооруженностью 7 тонн**
С.А. Загородников, А.В. Самойлов, М.В. Силуянова
Использование методов финансового анализа для оценки платёжеспособности двигателестроительных компаний
А.Ю. Бурова, К.Ю. Бурова, К.А. Григорова
- 14 Механика сплошных сред. Основополагающая гипотеза**
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 17 Современные тенденции использования экологически безопасных монотоплив для электротермокаталитических двигателей**
Д.Д. Пименова
- 18 Механика сплошных сред. Вторая основополагающая гипотеза**
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 21 Электротермокаталитические двигатели на экологически безопасном монотопливе**
Д.Д. Пименова
- 22 Турбулентность при течении жидких пленок**
Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков
- 26 Техничко-экономический анализ способов и стендов криогенно-прочностных испытаний водородных баков ракетно-космического назначения**
Ю.И. Духанин
- 30 Судовой газопоршневой двигатель, использующий детонационный топливный цикл**
Ю.С. Подзирей
- 35 Турбулентность. Анализ членов уравнения дисперсии вихря**
Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков
- 38 Способ и устройство холодного ядерного синтеза**
Д.Н. Воронков
- 41 XXI Олимпиада по истории авиации и воздухоплавания**
С.В. Александрова, А.И. Бажанов
- 44 Винтовой двигатель внутреннего сгорания**
Репринт статьи из журнала "Двигатель" №1 2003 года
- 46 Танки - от и до**
О.Н. Брилёв
Информация - стр. 8, 12, 29, 33, 37



СОЗДАНИЕ ПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ БЛА НА ОСНОВЕ КОНВЕРСИИ

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва:

Михаил Юрьевич Орлов, к.т.н., доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей
Екатерина Владимировна Орлова, аспирант кафедры теплотехники и тепловых двигателей

В статье приведены результаты разработки эскизного проекта поршневого двигателя для транспортного БЛА вертикального взлёта и посадки. Рассмотрены возможные пути создания двигателя для силовой установки, приведено обоснование оптимального варианта создания двигателя. Выбраны прототипы для создания авиационных поршневых двигателей, определены их необходимые доработки. Выполнено сравнение проектируемого двигателя с аналогичными зарубежными. Полученный опыт может быть использован для проектирования силовых установок БЛА. Это позволит при минимальных затратах решить важные проблемы по разработке силовых установок БЛА.

The article presents the results of the development of a draft design of a piston engine for a vertical takeoff and landing transport UAV. Possible ways of creating an engine for a power plant are considered, and the rationale for the optimal option for creating an engine is given. Prototypes for the creation of aircraft piston engines have been selected, and their necessary improvements have been determined. The comparison of the designed engine with similar foreign ones is carried out. The experience gained can be used to design UAV power plants. This will allow solving important problems in the development of UAV power plants at minimal cost.

Ключевые слова: поршневой двигатель, рабочий процесс, конвертирование двигателя, эскизный проект.
Keywords: piston engine, workflow, engine conversion, draft design.

Введение

Быстрое развитие беспилотных летательных аппаратов (БЛА) различных типов выявили наличие дефицита силовых установок для них, и в первую очередь двигателей внутреннего сгорания (ДВС). Массовое применение, а следовательно и создание новых образцов ДВС для авиации, прекратилось в начале 1950-х годов в связи с появлением реактивной техники. И если в некоторых зарубежных странах ещё сохранялась разработка двигателей малой мощности, необходимых для частной лёгкой авиации, то в нашей стране всё ограничилось выпуском двигателей АШ-62ИР (для самолёта АН-2) и АИ-14 (для спортивных самолётов), разработанных ещё в 1930-1940-е годы. Некоторым исключением является разработка и производство в 1980-е годы в г. Куйбышеве (ныне Самара) двигателей для первого отечественного БЛА "Пчела", но их количество было ограниченным. В принятой РФ в 2023 году "Стратегии развития беспилотной авиации Российской Федерации на период до 2030 года и на перспективу до 2035 года" ДВС названы одной из ключевых категорий, необходимых для беспилотных авиационных систем. В связи с этим необходимо в кратчайшие сроки возобновить проектирование и производство отечественных авиационных ДВС. О некотором опыте работ в этой области авторы сообщают в данной статье.

Методы исследования

Объектом исследования в данной работе стали ДВС, которые могут быть использованы на транспортном БЛА с вертикальным взлётом и посадкой, проект которого разрабатывался в Самарском университете имени С.П. Королёва. Была выполнена оценка различных путей разработки ДВС и на её основе выбран оптимальный вариант создания двигателя. Для этого варианта рассмотрены необходимые конструкторские решения, рассчитаны затраты на его реализацию. В рамках данной работы был выполнен анализ достижимых характеристик двигателя и параметров, а также их сравнение с подобными двигателями.

Результаты и обсуждения

Для выбора оптимального пути создания необходимого авиационного двигателя были выявлены и проанализированы основные этапы развития отечественного авиационного поршневого двигателестроения, активно развивавшегося в 30-40-х годах прошлого века. До первой мировой войны и во время неё в России не удалось создать развитой авиадвигателестроительной промышленности по причинам малого количества соответствующих инженерных кадров и недостаточного оснащения профильных заводов. Поэтому после

революции создание отечественных поршневых двигателей происходило практически "с нуля". Попытка возобновления производства двигателей, разработанных или купленных по лицензии ещё царской Россией (например двигатель инженера В.В. Киреева, "Испано-Сюиза" 8Ab и др.), не принесла успеха, так как двигатели уже значительно устарели. Поэтому проблему вначале начали решать на основе копирования лучших зарубежных двигателей - американского "Либерти" L-12 и французского "Испано-Сюиза" 8Fb, получивших наименования М-5 и М-6 соответственно [1, 3]. В 1929 году было развёрнуто серийное производство первого двигателя собственной советской разработки - М-11 мощностью 110 л.с., который производился с модификациями до 1952 года, был выпущен в количестве около 50 000 штук и эксплуатировался до 1959 года. Быстрое устаревание двигателей М-5 и М-6 и малая мощность других, привело к необходимости создания новых двигателей. Такую работу поручили только-что созданному ЦИАМ. Планировалось разработать 12 типов бензиновых двигателей и двух - дизельных [4]. К сожалению, полностью выполнить эту задачу не удалось, зато были разработаны два этапных двигателя: М-34 (АМ-34) А. Микулина и АЧ-1 А. Чаромского. Для увеличения номенклатуры производящихся двигателей, было решено купить лицензии на производство зарубежных конструкций: на 9-цилиндровые (9К "Мистраль", Райт R-1820 "Циклон"), 12-цилиндровые двигатели (BMW VI, "Испано-Сюиза" 12 Yrbs), и 14-цилиндровый 14К "Мистраль мажор". КБ В. Климова на базе "Испано-сюзизы" и КБ А. Швецова на базе Райт "Циклон" впоследствии создали ряд своих двигателей, которые в значительной мере способствовали победе над фашистской Германией. В 50-х годах 20 века с развитием газотурбинной техники проектирование и производство поршневых двигателей в нашей стране резко сократилось, чему способствовало и отсутствие частной авиации. Некоторый прогресс намечился в начале 80-х годов, когда успехи беспилотной авиации в войне Израиля с Ливаном способствовали постановке задачи о проектировании и производстве отечественного поршневого двигателя малой мощности [5]. Такой двигатель был создан и производился в Куйбышеве (в настоящее время - Самара), однако после распада СССР его производство было свёрнуто. С конца 80-х годов прошлого века в нашей стране любителями-конструкторами из-за нехватки серийных авиационных поршневых двигателей осуществлялось конвертирование двигателей различного назначения в авиационные, для использования на легкомоторных самолётах. Для этой цели использовались лодочные моторы "Вихрь", двигатели автомобилей ВАЗ и снегоходов "Буран" и т.д.

Рассмотрение вышеуказанных путей создания авиационных

двигателей применительно к решаемой задаче с учётом ограничений по финансам и времени привело к идее конвертирования какого-либо транспортного двигателя в авиационный.

Конвертация автомобильного или судового двигателя в авиационный представляет процесс его адаптации для новой сферы применения. Принципиально можно выделить три вида такой конверсии. Полная конверсия по характеру решаемых задач и их сложности близка к разработке нового двигателя, при которой лишь частично используются детали и узлы конвертируемого двигателя. Средний вариант предполагает, что для конвертированного двигателя создаются дополнительные узлы и детали. При этом двигатель должен быть адаптирован под конкретный летательный аппарат и обладать соответствующими назначению мощностью и надёжностью. Для этого иногда конструкция получает наддув, более эффективную систему охлаждения, надёжную систему двойного зажигания и т.д. Часто выполняются доработки, обеспечивающие удобства в эксплуатации и снижение затрат на неё, обеспечение минимальной удельной массы и т.д. При этом снижение массы конвертируемого двигателя часто достигается благодаря использованию технологий промышленного производства, например, это относится к блоку цилиндров. Некоторые двигатели вообще могут не иметь возможности выполнения подобной конверсии, и в этом случае используется малая конверсия. При реализации малой конверсии, усилия разработчиков направлены на выполнение лишь основных требований со стороны конструкторов летательного аппарата. Существуют различные способы её реализации. Например, конвертированный двигатель может иметь экономичность и надёжность на уровне средней конверсии, но увеличенную массу, а также пониженные удобства эксплуатации. Как результат - подобные двигатели не всегда обеспечивают достижение оптимальных характеристик летательного аппарата и высокой удельной мощности. В предельном варианте малой конверсии двигатель теряет значительную часть своих технических характеристик, кроме обеспечения функциональных требований со стороны летательного аппарата для полёта и надёжности. Однако у такого подхода есть и неоспоримые достоинства, которые заключаются в возможности оснащения летательных аппаратов силовыми установками без серьёзных инвестиций, доступность для конвертирования в условиях научных лабораторий университета с частичным использованием сторонних производителей; реальные сроки реализации благодаря использованию готовых агрегатов. Конвертирование двигателей наземного транспорта в авиационные встречается на своём пути и ряд проблем, таких как: конструкционные особенности не всех двигателей позволяют конвертировать их в авиационные; снижение ресурса; необходимость доработки ряда основных систем двигателя и т.д.

С учётом требований со стороны создателей летательного аппарата (например, маловысотность, мощность - 100 л.с. и т.д.) для выполнения конвертации были выбраны двигатели ВА3-21127 и ВА3-11182. Следует отметить, что такая практика широко используется в мире, так, например, известный двигатель "Rotax" имеет прародителя в виде мотоциклетного двигателя, а ряд двигателей фирмы Continental производит переработанные в авиационные автомобильные двигатели. Для выбранных двигателей был составлен перечень необходимых работ, а именно:

- установка системы смазки "сухой картер";
- доработка системы охлаждения;
- дублирование системы зажигания;
- доработка топливной системы;
- установка системы наддува (как вариант);
- установка редуктора.

Для упрощения решения задачи в ходе отдельных доработок было решено использовать покупные комплектующие, в частности агрегат наддува и систему смазки с "сухим картером".

Таким образом были сформированы основные черты облика конвертируемого двигателя. Некоторые обобщённые характеристики конвертированных и применяющихся на БЛА двигателей представлены на рисунках 1 и 2.

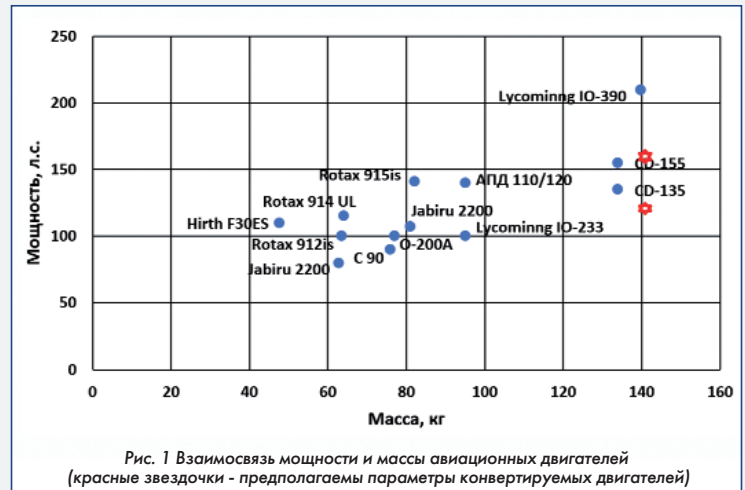


Рис. 1 Взаимосвязь мощности и массы авиационных двигателей (красные звездочки - предполагаемые параметры конвертируемых двигателей)

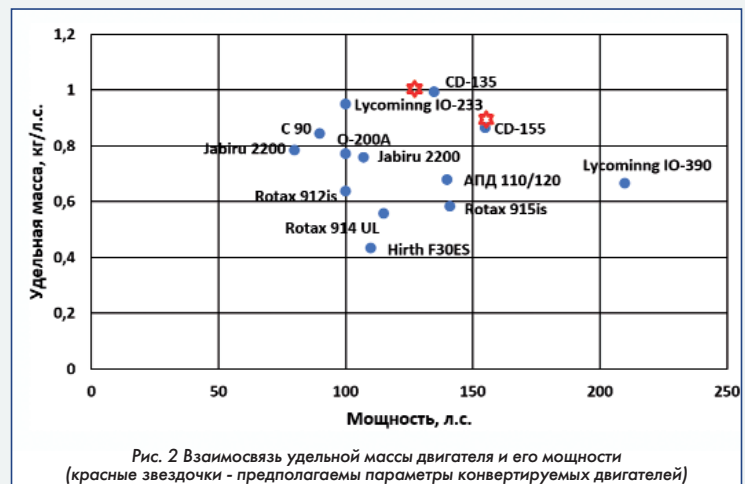


Рис. 2 Взаимосвязь удельной массы двигателя и его мощности (красные звездочки - предполагаемые параметры конвертируемых двигателей)

Рассмотрение этих графиков показывает, почему при выборе прототипа отказались от двигателей семейства ЗМЗ-406, которые имеют в инжекторных вариантах мощность 150 л.с, а в карбюраторных - 110 л.с. при чрезмерной массе порядка 190 кг. Для двигателей ВА3 видно, что их параметры сопоставимы с параметрами двигателей, эксплуатирующихся на БЛА. При этом для автомобильного двигателя в целях обеспечения ресурса не планировалось значительного повышения мощности, так как был учтён опыт одной из работ по созданию двигателя для лёгкого вертолёта. В том случае повышение мощности двигателя автомобиля "Калина" с 82 л.с. до 165 л.с. максимальной мощности и 130 л.с. неограниченной мощности привело к тому, что при нескольких непродолжительных полётах двигатель приходил в негодность. По этой же причине особое внимание было уделено проработке конструкции эффективной системы смазки и улучшению работы системы охлаждения.

В завершении работы была выполнена экономическая оценка проекта, в ходе которой были учтены все финансовые затраты: на закупку двух двигателей и комплектующих для них; оплату труда по проведению расчётно-проектировочных, сборочных, доводочных работ и испытаний. Конвертирование двух двигателей планировалась для использования одного из них на БЛА, а второго - для проведения всех необходимых испытаний. Сумма затрат для реализации проекта по созданию опытных двигателей была определена в 8 млн руб.

Заключение

На основании проведенной работы можно сделать следующие выводы:

1. При отсутствии серийно производящихся отечественных авиационных поршневых двигателей, а также в условиях значительного роста стоимости зарубежных, возможна конвертация автомобильных двигателей для их использования в составе БЛА;

2. Поскольку ряд современных серийных авиационных двигателей получен из двигателей для наземного транспорта, конвертирование автомобильных двигателей в авиационные не является неразрешимой задачей, однако требует выполнения ряда мероприятий по обеспечению ресурса, включающих повышение эффективности работы систем смазки и охлаждения, надёжности системы зажигания и т.д.;

3. Конвертированный в авиационный двигатель по мощностным показателям не уступает своим авиационным аналогам, имея несколько увеличенную массу.

4. Улучшение качества конверсии может быть достигнуто за счёт роста материальных и временных затрат.

5. По уровню финансовых затрат и сложности реализации, конвертирование имеет преимущества по отношению к созданию авиационного двигателя с "чистого" листа.



Связь с авторами: adler65@mail.ru
adler_e_v@mail.ru

Список источников

1. Котельников, В.Р. Отечественные авиационные поршневые моторы (1910-2009) [Текст] / В.Р. Котельников. - М.: Русский фонд содействия образованию и науке, 2010. - 504 с.
2. Котельников, В.И. "Восьмерки" "Испано-Сюиэ" в России [Электронный ресурс] / В.И. Котельников // "Двигатель": Научно-технический журнал. - 2010. - № 1 (67). - URL: <http://www.engine.aviaport.ru/issues/67/page30.html> (дата обращения: 20.03.2020).
3. Орлов М.Ю. Авиационные двигатели внутреннего сгорания. [Текст] / М.Ю. Орлов, А.А. Горшкालёв, С.С. Корнеев, В.В. Урлакин. - Самара, Издательство Самарского университета, 2023-236 с.
4. Ю. Бехли. Основные вехи развития отечественных авиационных поршневых двигателей (краткий обзор) // Двигатель. 2002. № 5. С. 13-16.
5. Янкевич Ю. Ермаков А. Так мы начинали // Двигатель. 2000. № 2. С. 35-38.

УДК 621.539.822

ВЛИЯНИЕ НА ДИНАМИЧЕСКУЮ СТАБИЛЬНОСТЬ РОТОРОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЮФТОВ ПОДШИПНИКОВ

Юрий Борисович Назаренко, к.т.н., ведущий конструктор ОКБ им. А. Льюльки - филиал ПАО "ОДК-УМПО"
Алексей Игоревич Зубко, к.т.н., ведущий конструктор ОКБ им. А. Льюльки - филиал ПАО "ОДК-УМПО", доцент ФГБОУ ВО "Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)" (МАИ)
Вадим Владимирович Маришкин, технолог Лыткаринского механического завода

Рассматривается влияние люфтов подшипников на критические частоты вращения и динамическое поведение роторов в зоне резонанса.
The influence of bearing play on critical rotation speeds and the dynamic behavior of rotors in the resonance zone is considered.

Ключевые слова: ротор, подшипник опор трансмиссии, критические частоты вращения роторов.
Keywords: rotor, transmission support bearings, critical rotor speeds.

Введение

Динамическая стабильность роторов является одним из основных факторов надёжной и долговечной работы двигателя. Это связано с качеством сборки двигателя и с некоторыми особенностями динамического поведения роторов, одним из которых является люфты подшипников, которые не учитываются в стандартных методиках расчета роторов.

Оценим влияние люфтов подшипников на примере ротора ТНД двигателя АЛ-31Ф.

Ротор ТНД состоит из турбины низкого давления (НД) и вала. Вал опирается на заднюю опору, связанную со статором, а передняя часть вала через шлицевые соединения связана с валом КНД и имеет промежуточное опирание с ротором высокого давления (ВД) через межвальный подшипник (МВП). На вал ТНД опирается через межроторный подшипник (МРП) ротор высокого давления.

1 Резонанс при критической частоте вращения роторов

При определении критических частот вращения роторов аналитическим путем составляются системы уравнений для каждой сосредоточенной массы ротора равенства центробежных сил от неуравновешенных масс ротора при прогибе вала, гироскопических моментов дисков и сил упругого сопротивления вала. При критической частоте вращения ротора наступает равенство этих сил и перемещения неограниченно возрастают [1].

Для определения аналитического решения предлагается использовать эквивалентные упрощенные модели, которые позволяют свести многодисковый ротор к системе с одной степенью свобо-

ды при определении угла поворота диска как первую производную прогиба вала, что позволяет применить их для исследования первой изгибной формы колебаний ротора.

Принимаем первую изгибную форму колебаний при прогибе вала симметричной относительной центра вала [2]:

$$y = y_0 \sin\left(\frac{x \cdot \pi}{L}\right), \tag{1}$$

где x - координата сечения вала; L - пролет вала; y_0 - прогиб вала в середине пролета.

Угол поворота вала при его изгибе определим как первую производную зависимости прогиба (1):

$$\varphi = y' = y_0 \cdot \frac{\pi}{L} \cdot \cos\left(\frac{x \cdot \pi}{L}\right). \tag{2}$$

С учетом люфта подшипника угол поворота диска составит:

$$\varphi = y_0 \cdot \frac{\pi}{L} \cdot \cos\left(\frac{x \cdot \pi}{L}\right) - \Delta \cdot \frac{x}{L}. \tag{3}$$

Гироскопический момент диска ТНД запишем в виде [3]:

$$M = \omega^2 \cdot J_C \cdot \varphi, \tag{4}$$

где J_C - осевой момент инерции диска; ω - круговая скорость вращения ротора НД; φ - угол поворота сечения вала в месте установки диска:

$$\varphi = y_0 \cdot \frac{\pi}{L} \cdot \left[\cos\left(\frac{x \cdot \pi}{L}\right) - \Delta \cdot \frac{x}{L} \right]. \tag{5}$$

Определим прогиб вала от силовых факторов. Внешними силами являются центробежная сила диска низкого давления (НД) и его гироскопический момент при прогибе вала, а также центробежная сила ротора высокого давления (ВД) при его прогибе, которая передается через МРП и центробежная сила от собственного веса вала.

Запишем центробежную силу диска ТНД с учетом люфта подшипника на опоре ТНД:

$$P_{\text{ТНД}} = m_1 \cdot \omega^2 \cdot \left[y_0 \cdot \sin\left(\frac{x_1 \cdot \pi}{L}\right) + \frac{\Delta}{2} \cdot \frac{x_1}{L} \right], \quad (6)$$

где L - пролет вала ТНД; m_1 - масса диска ТНД; x_1 - расстояние диска ТНД от левой опоры; Δ - люфт подшипника.

Прогиб вала в месте установки диска ТНД, будет равен [2]:

$$y_1 = \alpha_1 \cdot m_1 \cdot y_0 \omega^2 \cdot \left[\sin x_1 \left(\frac{\pi}{L} \right) + \frac{\xi}{2} \cdot \frac{x_1}{L} \right], \quad (7)$$

где m_1 - масса диска ТНД, $m_1 = 74$ кг; α_1 - прогиб вала от действия единичной силы, $\alpha_1 = 0,195 \cdot 10^{-8}$ м/Н; ω - круговая скорость вращения ротора; ξ - параметр равный, $\xi = \Delta/y_0$.

Прогиб вала в месте установки опоры МРП будет равен:

$$y^* = \alpha_2 \cdot m_2 \cdot y_0 \omega^2 \cdot \left[\sin x_2 \left(\frac{\pi}{L} \right) + \frac{\xi}{2} \cdot \frac{x_2}{L} \right], \quad (8)$$

где m_2 - масса ротора ВД, приходящаяся на опору МРП, $m_2 = 109$ кг; α_2 - прогиб вала от действия единичной силы, $\alpha_2 = 0,36 \cdot 10^{-8}$ м/Н; x_2 - координата расположения МРП от левой опоры; L - пролет вала.

Прогиб вала в месте установки диска ТНД от ротора ВД запишем в виде:

$$y_2 = y^* \cdot \sin\left(x_1 \cdot \frac{\pi}{L}\right) / \sin\left(x_2 \cdot \frac{\pi}{L}\right). \quad (9)$$

Прогиб вала от его собственного веса y_3 в месте установки диска ТНД произведем при расположении 1/4 веса вала в середине пролета:

$$y_3 = \alpha_3 \cdot (m_3/4) \cdot \omega^2 y_0 \cdot \left[1 + \frac{\xi}{4} \cdot \sin\left(\frac{x_1 \pi}{L}\right) \right], \quad (10)$$

где α_3 - прогиб вала от действия единичной силы, расположенной в середине пролета, $\alpha_3 = 0,55 \cdot 10^{-7}$ м/Н; m_3 - масса вала ТНД, $m_3 = 15,1$ кг.

Прогиб вала в месте установки диска ТНД с учетом гироскопического момента представим в виде:

$$\bar{y} = \omega^2 J_C \cdot y_0 \cdot \left[\frac{\pi}{L} \cos \frac{x_1 \pi}{L} - \frac{\xi}{2} \cdot \frac{x_1}{L} \right] \cdot \delta, \quad (11)$$

где J_C - осевой момент инерции диска ТНД, $J_C = 1,76$ кг·м²; δ - прогиб вала ТНД от единичного момента, $\delta = 0,205 \cdot 10^{-7}$ Н⁻¹.

Прогиб вала от действия единичной силы в месте установки ТНД, МРП и в середине пролета вала, а также от единичного момента на диске ТНД были определены в программном комплексе "ANSYS".

Приравнивая прогиб вала в месте установки диска ТНД по выражению (1) и прогиб вала от силовых факторов 7 и (9-11), будем иметь:

$$y_0 \cdot \sin\left(\frac{x_1 \pi}{L}\right) = \omega^2 y_0 \cdot [\lambda + \mu + \eta - \chi], \quad (12)$$

где λ - параметр равный,

$$\lambda = \alpha_1 \cdot m_1 \cdot \left[\sin\left(\frac{x_1 \pi}{L}\right) + \frac{\xi}{2} \cdot \frac{x_1}{L} \right];$$

μ - параметр равный,

$$\mu = \alpha_2 \cdot m_2 \cdot y_0 \cdot \left[\sin\left(\frac{x_2 \pi}{L}\right) + \frac{\xi}{2} \cdot \frac{x_2}{L} \right] \cdot \sin\left(x_1 \cdot \frac{\pi}{L}\right) / \sin\left(x_2 \cdot \frac{\pi}{L}\right);$$

η - параметр равный,

$$\eta = \alpha_3 \cdot (m_3/4) \cdot \left[1 + \frac{\xi}{4} \cdot \sin\left(\frac{x_1 \pi}{L}\right) \right];$$

χ - параметр равный,

$$\chi = J_C \cdot \omega^2 \left(\frac{\pi}{L} \cos \frac{x_1 \pi}{L} - \frac{\xi}{2} \cdot \frac{x_1}{L} \right) \cdot \delta;$$

α_1 - прогиб вала от действия единичной силы, $\alpha_1 = 0,195 \cdot 10^{-8}$ м/Н; x_1 - координата расположения диска ТНД от левой опоры, $x_1 = 1,18$ м; L - пролет вала, $L = 1,254$ м; ω - круговая скорость вращения ротора; ξ - параметр равный, $\xi = \Delta/y_0$; m_1 - масса диска ТНД, $m_1 = 74$ кг; m_2 - масса ротора ВД, приходящаяся на опору МРП, $m_2 = 109$ кг; α_2 - прогиб вала от действия единичной силы, $\alpha_2 = 0,36 \cdot 10^{-8}$ м/Н; x_2 - координата расположения МРП от левой опоры, $x_2 = 1,154$; L - пролет вала, $L = 1,254$ м; α_3 - прогиб вала от действия единичной силы расположенной в середине пролета, $\alpha_3 = 0,55 \cdot 10^{-7}$ м/Н; m_3 - масса вала ТНД, $m_3 = 15,1$ кг; δ - прогиб вала ТНД от единичного момента, $\delta = 0,205 \cdot 10^{-7}$ Н⁻¹; J_C - осевой момент инерции диска ТНД, $J_C = 1,76$ кг·м².

Из последнего выражения определим критическую скорость вращения ротора ТНД:

$$\omega_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{\sin\left(x_1 \cdot \frac{\pi}{L}\right)}{\lambda + \mu + \eta - \chi}}. \quad (13)$$

Подставляя численные значения параметров ротора, будем иметь, что критическая скорость вращения ротора НД без учета люфта подшипника равна $\omega_{\text{кр}} = 1953,8$ с⁻¹, а частота вращения 311 Гц, которая близка к частоте вращения ротора НД определённая в "Dynamics R4.4" 298,45 Гц, в "Patrane" - 282,5 Гц и в "Ansys" - 286,5 Гц [2].

Эта критическая частота вращения ротора НД намного превышает частоту вращения ротора НД (170 Гц) и частоту вращения ротора ВД (221,7 Гц) и резонанс не будет реализовываться.

Определим значение параметра ξ из выражения (13) при подстановке значения $\omega_{\text{кр}} = 1392,7$ с⁻¹, при котором реализуется резонанс ротора ТНД при несинхронной прецессии, возбуждаемый ротором ВД, который равен $\xi = 0,2$.

При значении параметра $\xi = 0,2$ и люфте подшипника $\Delta = 20$ мкм прогиб вала должен быть 100 мкм, при котором реализуется несинхронная прецессия ротора НД.

Такой прогиб вала может реализоваться при возникновении гироскопического момента на диске ТНД при эволюции самолета с угловой скоростью $\Omega = 1,5$ с⁻¹.

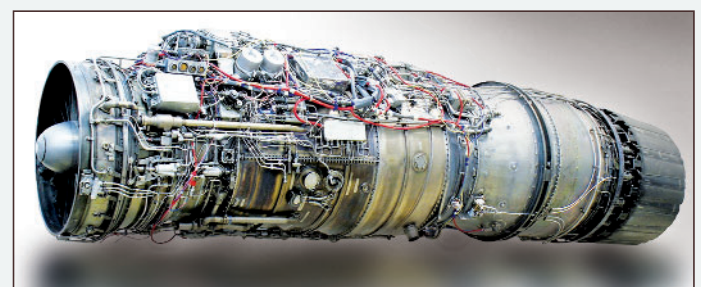
В случае возникновения резонанса ротора НД перемещения вала будут возрастать и значение параметра ξ будет уменьшаться и влияние резонанса будет также уменьшаться вплоть до прекращения. При этом установится равновесный прогиб вала, который будет больше, чем $y_0 = 100$ мкм, но меньше $y_0 = 571$ мкм, когда зона влияния резонанса закончится при $\xi = 0,035$ и $\omega_{\text{кр}} = 1810,5$ с⁻¹.

Таким образом, для обеспечения динамической стабильности роторов двигателя в эксплуатации желательно иметь уменьшенные люфты подшипников. □

Список источников

1. Хронин Д.В. Теория и расчет колебаний в двигателях летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1970.
2. Марчуков Е.Ю., Назаренко Ю.Б. Динамическая стабильность и надежность роторов газотурбинных двигателей: монография/Ю.Б. Назаренко. М., 2019. 212с.
3. Биргер И.А., Шор Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчет на прочность деталей машин. М.: Машиностроение, 1979. 702с.

Связь с авторами: nazarenko.yuri@gmail.com



ОПТИМИЗАЦИЯ ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУШНОЙ УТЕЧКИ В ОБЛАСТИ ПОД КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТЯГОВООРУЖЕННОСТЬЮ 7 ТОНН

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет):

Сергей Анатольевич Загородников, аспирант

Андрей Васильевич Самойлов, аспирант

Марина Владимировна Силуянова, д.т.н.,

профессор кафедры "Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов"

Научно-исследовательская статья посвящена расчету и анализу распределения отбираемой за модулем компрессора высокого давления (КВД) воздушной утечке в область под камерой сгорания двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) тягой 7 тс. Целью представленной работы является расчет и последующая систематизация данных о влиянии основных конструктивных параметров воздушной утечки при различных значениях коэффициента расхода воздуха, отбираемого в область на охлаждение гильзы вала, надувного диска турбины высокого давления рабочего колеса высокого давления. Авторы приводят массив граничных значений параметров утечки в виде параметра расхода воздуха, которые приводят либо к "запиранию" канала, либо к большим гидравлическим потерям. Концепция организации данной утечки произведена по аналогии газотурбинного двигателя ПД-8. На основе полученных результатов авторами предложено оптимальное значение коэффициента расхода для прототипа и предложены методики оптимизации исследования потока.

The research article is devoted to the calculation and analysis of the distribution of air leakage sampled behind the high-pressure compressor module (HVD) into the area under the combustion chamber of a 7-ton twin-circuit turbojet engine (turbojet engine). The purpose of the presented work is the calculation and subsequent systematization of data on the influence of the main design parameters of air leakage at different values of the coefficient of air flow taken into the area for cooling the shaft sleeve, the inflatable disk of the high-pressure turbine of the high-pressure impeller. The authors present an array of boundary values of leakage parameters in the form of an air flow parameter, which lead either to "locking" of the channel or to large hydraulic losses. The concept of organizing this leak was made by analogy with the PD-8 gas turbine engine. Based on the results obtained, the authors proposed the optimal value of the flow coefficient for the prototype and proposed methods for optimizing the flow study.

Ключевые слова: теплопередача, поток, двухконтурность, авиадвигатель, воздушная утечка.

Keywords: heat transfer, flow, double circuit, aircraft engine, air leakage.

Введение

Российское двигателестроение на сегодняшний день решает проблему оптимизации удельного расхода газотурбинных двигателей пятого - шестого поколений. Наиболее важными узлами турбореактивного двухконтурного двигателя является область газогенератора и область отбора воздуха и воздушной утечки на охлаждение искомого модуля и турбины высокого давления (ТВД). Эти узлы являются самыми наукоемкими в области газодинамических исследований.

В современных авиационных двигателях, в том числе в двигателях для гражданской авиации, предъявляются высокие требования к параметру отбора на воздушные утечки. Помимо мощности и степени понижения давления, современные уплотнения должны обеспечить приемлемые поля температур и минимальный параметр расхода отбираемых воздушных утечек. Также необходимо, чтобы утечка имела оптимальные геометрические параметры для пропускной способности в канале уплотнения [1, 2].

Область исследования

Научно-исследовательский анализ области под камерой сгорания ТРДД проведен авторами на основании конструкции двухконтурного турбореактивного двигателя прототипа ПД-8 (рис. 1) [3].

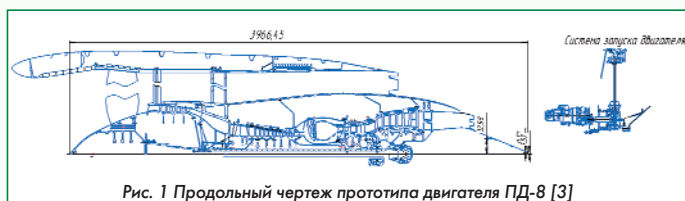


Рис. 1 Продольный чертеж прототипа двигателя ПД-8 [3]

В процессе моделирования области потока произведен выбор оптимального сочетания параметров рабочего процесса компрессора, которое позволяет потенциально достигнуть необходимого расхода охлаждающего воздуха с учетом наличия конструктивных, прочностных и технологических ограничений. Также определена меридиональная форма проточной части несмотря на то, что данный расчет производится с помощью относительно простых одно и двумерных методик [3, 4].

На рис. 2 представлена расчетная геометрия исходной области потока с учетом проточной части узлов исходного авиадвигателя. Для геометрической постановки необходимо учитывать: ширину входного зазора в щеточное уплотнение, диаметр гильзы вала высокого давления, диаметр статорного элемента, ширину выходного зазора в лабиринтном уплотнении, отверстие входа в аппарат закрутки.

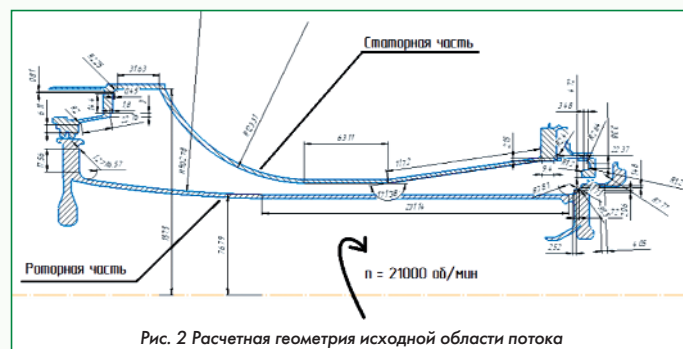


Рис. 2 Расчетная геометрия исходной области потока

Расчетные параметры ТРДД получены с помощью программы "Mathcad".

Начальные данные:

- 1) Высота - $H_n = 0$;
- 2) Мах - $M_n = 0$;
- 3) Давление на входе - $P_n = 101\,325$ Па;
- 4) Тяга на взлете - $R_\Sigma = 7$ тс;
- 5) Газовая постоянная воздуха - $R_g = 287,4$ Дж/(кг·К);

Для поставленной задачи необходимы данные за компрессором высокого давления (КВД). С учетом расчета цикла ТРДД получены параметры за КВД (таблица 1) [3, 8].

Полученные значения использованы для заданий граничных условий в проектируемой области потока.

Расчетные исследования и анализ

Авторами произведено исследование смоделированной области под камерой сгорания с использованием CFD методов в программном комплексе "ANSYS" [5, 6, 7].

Таблица 1

Расчётные параметры для исследовательской части

Параметр	Значение
Полное давление за КВД ($P^*_{квд}$), Па	2 654 248,9
Полная температура за КВД ($T^*_{квд}$), К	794,59
Физический расход охлаждающего воздуха перед ТВД ($G_{охл1}$), кг/с	1,62
Физический расход охлаждающего воздуха перед ТВД рабочего колеса ($G_{охл1рк}$), кг/с	1
Частота вращения вала высокого давления (n_v), об/мин	21 000

В результате исследования могут быть выявлены случаи наличия зон с неблагоприятной структурой в каналах потока. В такой ситуации необходимо изменить исходные геометрические параметры. Данную процедуры повторяют до получения поля температур максимального приближенного к полученным в первом приближении расчета.

Граничными условиями для постановки задачи являются: модель турбулентности SST, сетка модели по стенке сопла face sizing, призматический слой для пограничного слоя. В соответствии с рис. 3 граничное условие для вращения вала спроецировано на внутреннюю часть потока, с использованием разделения 3D-модели на стенки статора и ротора. Тепловое излучение от камеры сгорания спроецировано на неподвижную стенку.

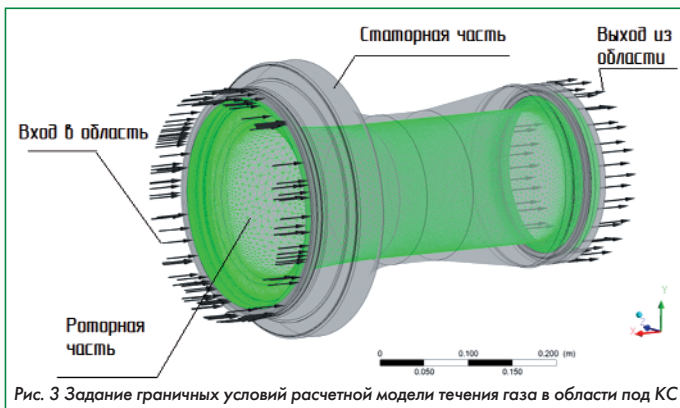


Рис. 3 Задание граничных условий расчетной модели течения газа в области под КС

Программный модуль выдает значения, на основании которого строится график полных давлений и температур на выходе для диапазона физического расхода воздуха $G = 0,015...1,15$ кг/с, графики распределения которых представлены на рис. 4 и 5. Для достижения более точных результатов учитываются следующие неоднородности внутри камеры сгорания: распределение температуры и скорости газов, подача топлива.

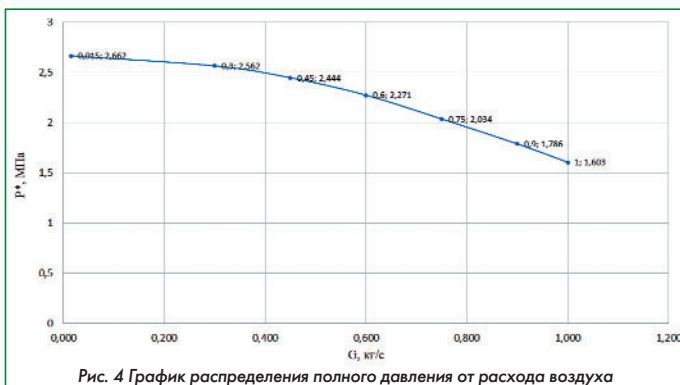


Рис. 4 График распределения полного давления от расхода воздуха

Для выбора оптимального значения, согласно полученным данным, необходимо задать тепло-напряжённость материала гильзы вала высокого давления (12X18H12T) и напорного диска, температурный режим которых ограничен максимальным значением $T \leq 873$ К [5, 9]. Авторы сделали выбор в пользу параметра расхода $G_{вт} \approx 0,3$ кг/с. Далее представлены графические модели распределения полного давления (рис. 6), полной температуры (рис. 7) и векторов скорости (рис. 8) по тракту области потока.



Рис. 5 График распределения полной температуры от расхода воздуха

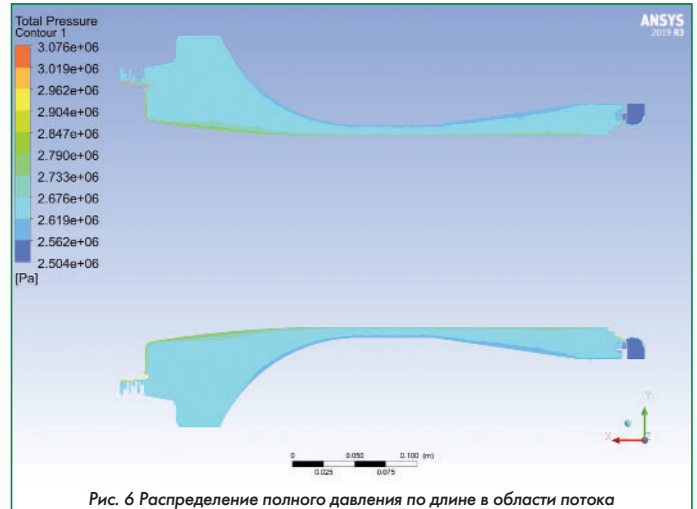


Рис. 6 Распределение полного давления по длине в области потока

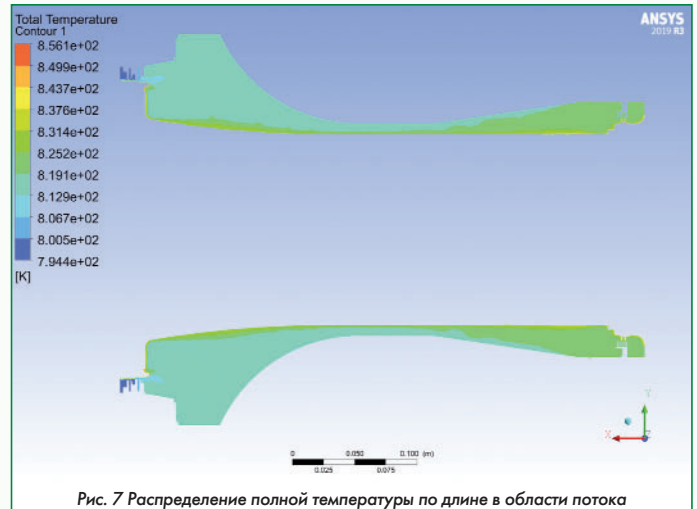


Рис. 7 Распределение полной температуры по длине в области потока

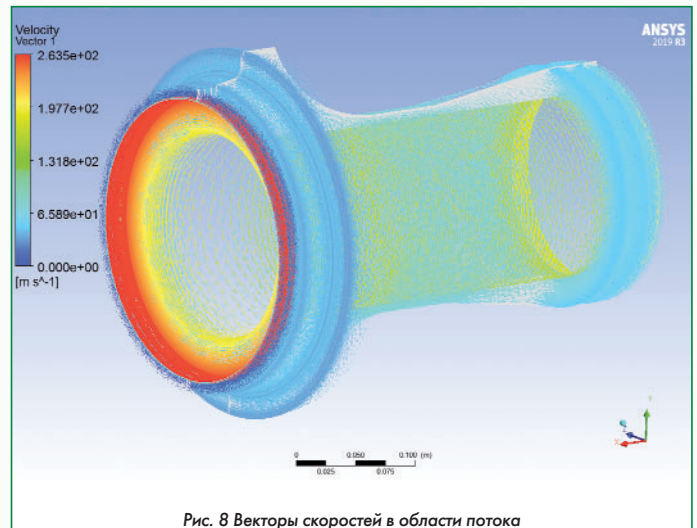


Рис. 8 Векторы скоростей в области потока

Анализ картины векторов скорости в геометрии потока представляет собой равномерное распределение по всей области. Между тем, вход в щеточное уплотнение имеет наибольшие значения скоростей. В данном случае необходимо внести изменения в геометрические параметры объекта или выполнить настройку граничных условий для предварительного снижения интенсивности потока [6]. Данные манипуляции позволяют повысить эффективность путем уменьшения сопротивления, а также улучшить характеристики потока.

Выводы

На основе проведенного исследования получены графические данные, исходя из которых можно сделать вывод, что поток в области является оптимальным при отборе воздушного потока со значением расхода $G_{ут} \approx 0,3$ кг/с. В таком случае оптимизация исходной геометрии системы не требуется. Параметр расхода меньше не рекомендуется для недопущения перегрева материалов ротора и статора, что может повлечь за собой снижение эффективности и надежности работы системы.

Предполагается, что при добавлении в выбранные оптимальные значения такого граничного условия как закрутка потока на входе в область перед щеточным уплотнением, можно наблюдать понижение температуры. Условие закрутки потока вводится в значение 0,5 от окружной скорости последней ступени диска КВД. Данное граничное условие влияет на распределение теплового и воздушного потока в исследуемой области, а также зависит от диаметра и частоты вращения ротора.

Связь с авторами: dc2mati@yandex.ru

Список источников

1. Иноземцев А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник для студентов специальности "Авиационные двигатели и энергетические установки": в 3-х т. / Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. - М.: Машиностроение, 2007. - 232 с. - 3т.
2. Патанкар, С. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости [Текст] / С. Патанкар. - М. Энергоатомиздат, 1984. - 150с.
3. Загородников С.А., Самойлов А.В., Ситин В.И., Чудаев К.В. Поваренная книга турбиниста. Москва, 2022. URL: <https://turbinstscookbook.ru/> (дата обращения 08.05.2024)
4. Силуянова, М. В. Основы проектирования, конструкция и расчет основных характеристик авиационных газотурбинных двигателей / М. В. Силуянова. - Москва: Общество с ограниченной ответственностью "Издательство Доброе слово и Ко", 2023. - 166 с. - ISBN 978-5-6049766-8-5. - EDN TGGREI.
5. Андросович, И. В. Математическое моделирование работы лабиринтного уплотнения газотурбинного двигателя и его прочностных свойств / И. В. Андросович, М. В. Силуянова // Авиационная промышленность. - 2021. - № 3-4. - С. 36-40. - EDN VAJRXE.
6. Флетчер, К. Вычислительные методы в динамике жидкостей [Текст]. В 2-х томах / К. Флетчер. - М.: Мир, 1991. - 1056с.
7. Кузьмин В. А. и др. Моделирование теплового излучения генерогенных продуктов сгорания в камере сгорания модельного двигателя // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. - 2016. - № 1. - С. 92-97.
8. Григорьев В. А., Ждановский А. В., Кузьмичев В. С. Выбор параметров и термогазодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей - 2-е издание, дополненное и исправленное. - Самара: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 2009. - 202 с. - ISBN 978-5-7883-0714-5. - EDN TITKSF.
9. Ковалева, А. А. Специальные стали и сплавы: учеб, пособие / А. А. Ковалева; ГУЦМиЗ. - Красноярск, 2006. - 232 с.

ИНФОРМАЦИЯ. Аммиачные двигатели

Любой двигатель - это преобразователь какой-то энергии в энергию механического движения. Наиболее часто первичным источником энергии является некое химическое вещество, при сгорании которого образуется в пространстве область с повышенным давлением, что, в свою очередь, приводит в движение, например, поршень двигателя внутреннего сгорания. Двигатель может быть и внешнего сгорания, но принцип прежний. Конструкторы современных двигателей, борясь за повышение КПД, снижение выбросов и т. д. и т. п. ищут новые возможности для реализации поставленных задач, а иногда возвращаются к старым идеям пытаясь добиться успеха применяя новые материалы и технологии.

К одной из таких попыток можно отнести создание ДВС, работающего на аммиаке. Идея не нова: ещё во время Второй мировой войны в Брюсселе городские автобусы, работающие на аммиаке, суммарно преодолели 10 000 км. Но это была вынужденная мера из-за отсутствия дизельного горючего. Из-за того, что аммиак в ДВС в чистом виде не воспламеняется, к нему тогда добавили газ от газификатора.

В 2007 году в США был создан двигатель, работающий на смеси аммиака с бензином, у которого выбросы углекислого газа уменьшились на 70 %. Автомобиль с таким двигателем преодолел 3851 км, проехав из Детройта в Сан-Франциско.

В 2013 году южнокорейские автоконструкторы переделали обычный двигатель для работы на смеси аммиака с бензином в пропорции 70 % к 30 %, соответственно.

Это позволило минимизировать объём доработок топливной аппаратуры, а выбросы парниковых газов уменьшить на 70 %.

В прошлом году китайская компания GAC совместно с японской Toyota представила работающий на аммиаке прототип двигателя объёмом 2 л мощностью 163 л.с. В этом двигателе в аммиак добавляли водород.

Сейчас аммиак хотят использовать, опираясь на его положительные свойства, и одновременно нейтрализовать отрицательные. К положительным качествам применения аммиака можно отнести то, что уже существует инфраструктура, связанная с его выпуском и транспортировкой (он широко применяется в мировом сельском хозяйстве).

Конечно, аммиак воспламеняется хуже бензина или авиационного керосина, но он сравнительно экономичнее. У аммиака высокая детонационная устойчивость, его октановое число равно 130.

К недостаткам аммиака следует отнести то, что он очень агрессивен, из-за чего в двигателе нельзя применять медные, никелевые и резиновые элементы. Высокая токсичность аммиака при неполном его сгорании требует в выхлопной системе наличие системы удаления несгоревших частиц. Существует большая вероятность разлива аммиака вокруг места аварии, что затруднит проведение спасательных действий в случае раз-



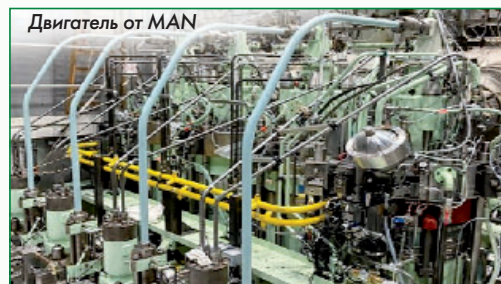
ДВС на аммиаке

герметизации баков с этим топливом.

Несмотря на то, что применение аммиака в наземном транспорте в ближайшее время весьма проблематично, у разработчиков судовых двигателей есть оптимизм. Так, компания MAN Energy Solutions объявила об успешном начале испытаний 2-тактного судового двигателя внутреннего сгорания на аммиачном топливе. Испытание про-

ходило в исследовательском центре компании на одном цилиндре двухтактного двигателя MAN B & W типа 4T50ME-X. Результаты показали стабильность сгорания и экономичность использования топлива.

Компания планирует установить первый действующий 60-цилиндровый аммиачный судовый двигатель MAN B & W на коммерческое судно к 2026 г. По прогнозам специалистов компании к 2050 г. около 27 % топлива, используемого на борту крупных судов торгового флота, будет состоять из аммиака.



Двигатель от MAN

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ ФИНАНСОВОГО АНАЛИЗА ДЛЯ ОЦЕНКИ ПЛАТЁЖЕСПОСОБНОСТИ ДВИГАТЕЛЕСТРОИТЕЛЬНЫХ КОМПАНИЙ

Аделия Юрьевна Бурова,

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

Капитолина Юрьевна Бурова, главный специалист АО "Тинькофф Банк"

Карина Анатольевна Григорова, ведущий специалист ЗАО "Лада-Имидж"

В данной статье рассматриваются вопросы, связанные с исследованием возможностей контроля финансового состояния компаний, которые специализируются на разработке, производстве и сервисном обслуживании двигателей. Возможность такого контроля методами финансового анализа способствует росту инвестиционной привлекательности двигателестроительных компаний. Оценка их платежеспособности методами финансового анализа позволяет потенциальным инвесторам получать информацию о финансовом состоянии таких компаний, их ликвидности, рентабельности и других показателях, которые могут быть использованы для принятия решений о выдаче кредитов, инвестициях и других финансовых операциях. Цель исследования – выбор методов финансового анализа для контроля платежеспособности двигателестроительной компании. Результаты исследования показали и подтвердили, что каждый из методов оценки платежеспособности такой компании имеет свои преимущества и недостатки, а рост инвестиционной привлекательности такой компании можно обеспечить выбором методов финансового анализа для контроля её платежеспособности в соответствии требованиями требованиями российских стандартов бухгалтерского учета и международных стандартов финансовой отчетности.

This article discusses issues related to the study of the possibilities of controlling the financial condition of companies that specialize in the development, production and maintenance of engines. The possibility of such control by financial analysis methods contributes to the growth of the investment attractiveness of engine companies. Assessment of their solvency by financial analysis methods allows potential investors to obtain information about the financial condition of such companies, their liquidity, profitability and other indicators that can be used to make decisions on loans, investments and other financial transactions. The purpose of the study is to select financial analysis methods to control the solvency of an engine company. The results of the study showed and confirmed that each of the methods of assessing the solvency of such a company has its advantages and disadvantages, and the growth of the investment attractiveness of such a company can be ensured by choosing financial analysis methods to control its solvency in accordance with the requirements of Russian accounting standards and international financial reporting standards.

Ключевые слова: *двигателестроительная компания, коэффициенты ликвидности, оценка платежеспособности, рентабельность активов, финансовый анализ.*

Keywords: *engine building company, liquidity ratios, solvency assessment, return on assets, financial analysis.*

Введение

С 1 января 2024 года Россия стала председательствовать в союзе стран - членов БРИКС, интеграционное объединение которых является одним из приоритетов в развитие экономического сотрудничества. А уже в марте она провела заседание Совета экспертных центров БРИКС в обновленном составе. Представители этих центров обсудили план мероприятий экспертного трека, которые пройдут в рамках российского председательства в объединении, и обозначили приоритетные направления работы. Одно из таких направлений - совместные инвестиции в высокие технологии.

Для формирования устойчивого экономического взаимодействия этих стран необходима определенная степень взаимодополняемости их экономик. Поэтому, в процессе развития и расширения экономического взаимодействия Российской Федерации со странами - членами БРИКС особую актуальность приобретает их инвестиционное сотрудничество, поскольку без него будет сложно обеспечивать рост отечественной экономики. Такое сотрудничество поможет ускорению технологического процесса и улучшению экономической ситуации в России за счет прямых иностранных инвестиций, а инвестиционная привлекательность российской промышленности заметно растёт [1].

Одной из наиболее высокотехнологичных отраслей российской промышленности является машиностроение, т.к. Россия - крупный производитель двигателей внутреннего сгорания, газотурбинных двигателей, ракетных двигателей и электродвигателей. Двигателестроительные компании, входящие в состав АО "Объединенная двигателестроительная корпорация" Госкорпорации "Ростех", консолидируют более 80 % активов в сфере российского газотурбинного двигателестроения, а двигателестроительные компании, входящие в состав Госкорпорации "Роскосмос", контролируют активы в области ракетного двигателестроения. Высо-

кое качество продукции этих компаний обеспечивает конкурентоспособность авиационной и аэрокосмической техники российского производства, соответствующей требованиям национальных, межгосударственных и международных стандартов [2].

В России создана разнообразная бизнес-среда для развития отечественного двигателестроения, состоящая из государственных предприятий, частных предприятий и транснациональных корпораций, обеспечивающих разработку, производство и сервисное обслуживание двигателей. Возможность контроля финансового состояния этих компаний потенциальными инвесторами способствует росту инвестиционной привлекательности российского двигателестроения и притоку инвестиций в Россию. Качество такого контроля обеспечивает совокупность требований российских стандартов бухгалтерского учёта, заменивших Положения по бухгалтерскому учёту, поскольку эти стандарты детально регламентируют процессы, которые прежде не фиксировались в Положениях по бухгалтерскому учёту. Однако, тем компаниям, которые имеют иностранные инвестиции или сами инвестируют в иностранный бизнес, необходимо формировать финансовую отчетность с учётом требований и российских стандартов бухгалтерского учёта, и международных стандартов финансовой отчетности (International Financial Reporting Standards). Минфин России активно реализует программу по развитию бухгалтерского учета и отчетности на основе этих международных стандартов через внедрение их положений в российские стандарты бухгалтерского учёта. Эти международные стандарты ориентированы не на менеджмент, а на пользователей финансовой отчетности, которым необходима качественная отчетность для принятия важных решений. Поэтому, гармонизация российских стандартов бухгалтерского учёта и международных стандартов финансовой отчетности помогает инвесторам определять инвестиционные возможности и риски, что

снижает стоимость привлечения инвестиций в Россию.

Одной из главных характеристик финансового состояния компании является её способность вовремя рассчитываться по всем своим обязательствам как краткосрочным, так и долгосрочным. Эта характеристика также называется платежеспособностью компании и определяется наличием платежных средств для своевременных расчётов с поставщиками, сотрудниками, рабочими, банками, налоговыми органами и другими контрагентами. Для оценки платёжеспособности необходимо определить, какие средства компании будут мобилизованы на погашение задолженностей и объём этих средств.

Финансовый анализ позволяет оценить текущее состояние компании, определить её кредитоспособность и прогнозировать будущие финансовые результаты. Он также помогает выявить возможные риски и проблемы, связанные с финансовой устойчивостью компании, и разработать стратегии их минимизации. Одним из основных инструментов финансового анализа является оценка платёжеспособности компании. Платёжеспособность - это способность компании своевременно и полностью выполнять свои финансовые обязательства перед кредиторами, инвесторами и другими контрагентами. Оценка платёжеспособности включает анализ таких показателей, как ликвидность активов, соотношение собственного и заемного капитала, уровень прибыли и другие.

Использование методов финансового анализа является важным этапом в процессе оценки кредитоспособности и платёжеспособности заемщика [3 - 7]. Кредитный аналитик должен провести тщательный анализ финансовых отчетов компании, чтобы определить её способность погасить долг. На основе результатов анализа принимаются решения о предоставлении кредитов, инвестиций и других форм финансирования.

Использование методов финансового анализа для оценки платёжеспособности компании также становится все более актуальным в условиях современной экономики. Это связано с рядом факторов, таких как усиление конкуренции, постоянные изменения экономической ситуации и необходимость принятия обоснованных решений в области кредитования и инвестиций.

Таким образом, актуальность использования методов финансового анализа обусловлена необходимостью обеспечения стабильности и устойчивости бизнеса, а также повышения его конкурентоспособности на рынке, поскольку платёжеспособность - это не какой-то финансовый показатель, а свойство бизнеса. Именно поэтому, платёжеспособность надо контролировать в первую очередь.

Цель и методы исследования

Цель исследования - выбор методов финансового анализа для контроля платёжеспособности двигателестроительной компании.

При проведении исследования использованы методы направленного перебора и сравнительной оценки методов финансового анализа.

Результаты исследования

Результаты исследования показали и подтвердили, что каждый из методов определения платёжеспособности двигателестроительной компании имеет свои преимущества и недостатки, и выбор методов финансового анализа для контроля её платёжеспособности зависит от конкретной ситуации и целей анализа.

Существует несколько основных методов финансового анализа, используемых для оценки платёжеспособности и кредитоспособности.

1. Коэффициентный анализ

Коэффициентный анализ - расчет финансовых коэффициентов для оценки финансового состояния заемщика. Этот метод включает расчёт различных показателей, таких как коэффициенты ликвидности, коэффициенты оборачиваемости активов, коэффици-

циенты рентабельности и другие.

Финансовые коэффициенты представляют собой отношения между различными показателями финансовой отчетности, такими как активы, обязательства, собственный капитал, выручка, затраты и т.д.

Существует множество финансовых коэффициентов, которые могут быть использованы для анализа кредиторской способности заемщика:

1.1 Коэффициенты ликвидности

Ликвидность - это способность компании быстро и без потерь конвертировать свои активы в денежные средства. Это важный показатель для оценки финансовой устойчивости компании и её способности выполнять свои обязательства.

1.1.1 Коэффициент текущей ликвидности показывает, насколько компания способна погасить свои текущие обязательства за счёт текущих активов, сколько рублей оборотных средств (текущих активов) приходится на один рубль текущей краткосрочной задолженности (текущих обязательств):

$$k_{лт} = \frac{\text{Оборотные средства}}{\text{Краткосрочные пассивы}} \quad (1)$$

1.1.2 Коэффициент быстрой ликвидности учитывает более ликвидные активы без учёта производственных запасов, такие как дебиторская задолженность и денежные средства, и позволяет оценить способность компании погасить свои краткосрочные обязательства:

$$k_{лб} = \frac{\text{Дебиторская задолженность} + \text{денежные средства}}{\text{Краткосрочные пассивы}} \quad (2)$$

1.1.3 Коэффициент абсолютной ликвидности показывает, какую часть краткосрочных обязательств компания может погасить немедленно за счёт денежных средств и их эквивалентов. Нормативное значение данного коэффициента обычно находится в диапазоне от 0,2 до 0,5, однако оно может варьироваться в зависимости от отрасли и специфики деятельности компании:

$$k_{ла} = \frac{\text{Денежные средства}}{\text{Краткосрочные пассивы}} \quad (3)$$

1.2 Коэффициенты рентабельности

Рентабельность - это показатель, который отражает доходность компании. Он рассчитывается как отношение прибыли к затратам или активам.

1.2.1 Рентабельность активов показывает эффективность использования активов и способность компании получать прибыль от своей деятельности:

$$\rho_A = \frac{\text{Чистая прибыль}}{\text{Среднее значение величин активов за период}} \quad (4)$$

1.2.2 Рентабельность собственного капитала показывает эффективность использования собственного капитала и отдачу на инвестиции собственников:

$$\rho_K = \frac{\text{Чистая прибыль}}{\text{Среднее значение величины капитала за период}} \quad (5)$$

1.2.3 Рентабельность продаж показывает прибыльность компании и рассчитывается по формуле:

$$\rho_B = \frac{\text{Чистая прибыль}}{\text{Выручка}} \quad (6)$$

1.3 Коэффициенты оборачиваемости

1.3.1 Коэффициент оборачиваемости активов показывает количество оборотов за определенный период суммы капитала, вложенного в активы компании, и характеризует интенсивность использования активов компании:

$$AT = \frac{\text{Выручка}}{\text{Средняя величина активов за период}} \quad (7)$$

1.3.2 Коэффициент оборачиваемости дебиторской задол-

женности характеризует скорость погашения дебиторской задолженности и оценивает эффективность работы с клиентами в части сбора платежей:

$$ОД = \frac{\text{Выручка}}{\text{Средняя дебиторская задолженность за период}} \quad (8)$$

1.3.3 Коэффициент оборачиваемости запасов характеризует эффективность использования запасов и скорость их оборота:

$$П = \frac{\text{Себестоимость проданных товаров}}{\text{Средние запасы за период}} \quad (9)$$

Важно отметить, что коэффициентный анализ должен проводиться с учетом специфики отрасли, в которой работает компания, и её индивидуальных особенностей. Например, для компаний в сфере услуг могут быть важны коэффициенты, отражающие качество услуг и удовлетворенность клиентов, в то время как для производственных компаний важнее коэффициенты, показывающие эффективность использования ресурсов и производительность.

Также, следует учитывать, что результаты анализа могут зависеть от выбора коэффициентов и их интерпретации. Кроме того, данный метод не позволяет учесть нефинансовые факторы, которые также могут влиять на результаты деятельности компании.

2 Статистический анализ - использование статистических методов для анализа финансовых данных заемщика

2.1 Регрессионный анализ

Регрессионный анализ используется для определения зависимости одного показателя (зависимой переменной) от одного или нескольких других показателей (независимых переменных).

Например, можно исследовать зависимость прибыли компании от объёма продаж, стоимости товаров, затрат на производство и других факторов. Для этого можно построить регрессионную модель.

Регрессионная модель - это модель, которая используется для описания зависимости одной переменной от одной или нескольких других переменных. Она позволяет определить, какие факторы влияют на зависимую переменную, и оценить степень этого влияния.

В современных условиях не всегда бывают очевидны "слабые места" в финансовом состоянии компании, в движении её финансовых потоков. По финансовой отчетности компании не всегда можно определить, насколько она платежеспособна, как повлияет изменение какого-либо показателя на увеличение или уменьшение другого показателя. Чтобы наиболее чётко и понятно разобраться во взаимосвязях финансовых показателей и их величинах, наглядно увидеть их смещение в ту или иную сторону, составляется и используется регрессионная модель.

2.2 Корреляционный анализ

Корреляционный анализ - это метод статистического анализа, который позволяет измерить степень взаимосвязи между двумя переменными. Он основан на вычислении коэффициента корреляции, который может принимать значения от -1 до +1. Если коэффициент корреляции равен +1, то это означает, что между двумя переменными существует прямая связь, т.е. увеличение одной переменной приводит к увеличению другой. Если коэффициент равен -1, то связь между переменными обратная, т.е. увеличение одной переменной приводит к уменьшению другой. Если коэффициент равен 0, то связи между переменными нет.

В отличие от регрессионного анализа, при использовании которого появляется возможность предсказать значение одного показателя, зная значение другого, корреляционный анализ показывает степень зависимости одной величины от другой и не используется для прогнозирования точного значения величины того или иного показателя.

Корреляционный анализ можно применить при оценке влияния рыночных условий, конкуренции, экономической ситуации на платёжеспособность компании, определить насколько внешние и внутренние экономические факторы могут повлиять на финансовую устойчивость компании.

2.3 Анализ временных рядов

Анализ временных рядов - это метод анализа данных, который позволяет исследовать динамику различных показателей во времени. Он включает в себя изучение тенденций, сезонных колебаний, циклических изменений и других закономерностей в данных.

Анализ временных рядов является важным инструментом финансового анализа. Он позволяет исследовать динамику финансовых показателей во времени и выявлять тенденции и закономерности в их изменении. Анализ временных рядов может быть полезен при прогнозировании финансовых показателей, а также при принятии решений о инвестициях и кредитовании.

Примером анализа временных рядов для оценки платёжеспособности компании может служить анализ динамики её финансовых показателей, таких как выручка, прибыль, дебиторская задолженность и другие, на протяжении определенного периода времени. Далее, аналитик может использовать регрессионный и корреляционный анализ для определения взаимосвязи между этими показателями и оценки их влияния на платёжеспособность компании.

Таким образом, при использовании статистических методов финансового анализа для оценки кредитоспособности и платёжеспособности компании, можно использовать регрессионный, корреляционный методы, метод анализа временных рядов как по отдельности, так использовать их все вместе для более общего представления.

Использование каждого отдельного метода помогает сосредоточиться и заострить внимание на мелких и не всегда заметных аспектах в движении финансов и финансовых потоков компании и средств между ними.

Для исследования общей картины финансового состояния компании можно также использовать несколько методов статистического финансового анализа. Это позволит не только составить и определить зависимости между различными финансовыми показателями компании, но и спрогнозировать их изменение и значение за некий период времени. Это покажет прогноз поведения финансового состояния компании и поможет определить её возможную положительную или отрицательную динамику платёжеспособности и кредитоспособности заемщика.

3. Экспертный анализ

Экспертный анализ - оценка кредитоспособности заёмщика на основе мнения экспертов в области финансового анализа и кредитного риска.

Профессионалы в процессе оценивания платёжеспособности компании непосредственно влияют на объективность анализа данных компании. Экспертный анализ помогает учесть нюансы в анализе финансового состояния на предприятиях различных областей, учесть экономический опыт прошлых лет и акцентировать внимание на фактах отчетности, не всегда кажущихся очевидными.

Экспертный анализ может быть полезен в тех случаях, когда данных для анализа недостаточно или когда требуется быстро принять решение о платёжеспособности компании.

4. Моделирование финансовых потоков

Моделирование финансовых потоков - моделирование будущих финансовых потоков заемщика для оценки его способности погасить долг

Моделирование финансовых потоков является важным инструментом для оценки кредитоспособности заемщика. Рассмотрим пример моделирования финансовых потоков для оценки кредитоспособности компании.

Допустим, компания хочет получить кредит на развитие своего бизнеса. Банк, прежде чем выдать кредит, должен оценить кредитоспособность компании. Для этого банк проводит анализ финансовых показателей компании, изучает её финансовую отчетность и рассчитывает различные коэффициенты, такие как коэффициент текущей ликвидности, коэффициент финансовой зависимости и другие.

Однако, помимо анализа финансовых показателей, банк мо-

жет использовать моделирование финансовых потоков для более точной оценки кредитоспособности компании. Для этого банк строит модель будущих финансовых потоков компании, учитывая планируемые доходы и расходы, а также прогнозируемые изменения в структуре капитала.

На основе этой модели банк может оценить способность компании погасить долг, а также определить оптимальные условия кредитования, такие как процентная ставка, срок кредита и график погашения. Кроме того, моделирование финансовых потоков позволяет банку оценить риски, связанные с выдачей кредита, и принять решение о его предоставлении или отказе.

При моделировании финансовых потоков можно исследовать как потоки внутренние, так и внешние. При анализе финансовых потоков можно выявить

несовпадение объемов производства, сбыта, платежей и обеспечения. Если оно велико, излишки деятельности могут быть признаком плохой координации ключевых подразделений, неудовлетворительной компании производства, сложностью с погашением задолженностей.

Заключение

Контролировать платёжеспособность двигателестроительных компаний можно методом анализа финансовых коэффициентов, статистическим методом, экспертным методом и методом моделирования финансовых потоков.

Результаты экспериментального моделирования финансовых потоков при проведении исследования показали и подтвердили преимущества и недостатки методов оценки платёжеспособности двигателестроительной компании путем их сравнительной оценки с целью выбора методов финансового анализа для оценки платёжеспособности такой компании.

Выбор метода определения платёжеспособности такой компании зависит от нескольких факторов.

Во-первых, это цели анализа. Если целью является быстрое принятие решения о платёжеспособности, то можно использовать экспертный анализ или анализ финансовых отчетов. Если же требуется более глубокий анализ, то лучше использовать статистические модели или анализ денежных потоков.

Во-вторых, выбор метода зависит от доступности данных. Если есть много информации о финансовых показателях компании, то можно использовать более сложные методы анализа, такие как статистические модели. Если же данных мало, то лучше использовать более простые методы, такие как экспертный анализ или анализ финансовых отчетов.

В-третьих, выбор метода зависит от уровня риска, который готов принять аналитик. Некоторые методы, такие как статистические модели, могут давать более точные результаты, но требуют больше времени на анализ. Другие методы, такие как экспертный анализ, могут быть быстрее, но могут давать менее точные результаты.

Таким образом, каждый из методов определения платёжеспособности имеет свои преимущества и недостатки, и выбор метода зависит от конкретной ситуации и целей финансового анализа.

Использование выбранных методов финансового анализа для оценки платёжеспособности двигателестроительных компаний в соответствии требованиями российских стандартов бухгалтерского учёта и международных стандартов финансовой отчётности обеспечит возможность дальнейшего роста инвестиционной привлекательности таких компаний путём повышения качества контроля их платёжеспособности. **П**

Список источников

1. Ковалева Е.И., Ломакина М.В. Инвестиционное сотрудничество Российской Федерации со странами - членами БРИКС // Молодой ученый. 2016. № 13 (117). С. 442-444.
2. Бурова А.Ю. Сертификация авиационной техники: учебное пособие / А.Ю. Бурова; Моск. авиационный ин-т (МАИ). - 2-е изд., перераб. и доп. - М. : URSS : Ленанд, 2019. 292 с.
3. Крылов С.И. Финансовый анализ: учебное пособие / С.И. Крылов. - Екатеринбург: Изд-во Урал. ун-та, 2016. 160 с.
4. Мусиенко С.О. Финансовый анализ и прогнозирование результатов деятельности малых предприятий на основе регрессионной модели // Актуальные проблемы экономики и права. 2017. Т. 11, № 1. С. 18-33.
5. Пономарев О. Б., Светульников С. Г. Экономика как наука : толковый словарь общенаучных терминов и понятий : учебное пособие / О.Б. Пономарев, С.Г. Светульников. - М.: Издательско-торговая корпорация "Дашков и К", 2023. 214 с.
6. Любимцев О.В., Любимцева О.Л. Линейные регрессионные модели в эконометрике : методическое пособие. - Нижний Новгород: ННГАСУ, 2016. 45 с.
7. Саженова Т.В. Методы анализа временных рядов: учебно-методическое пособие / Т.В. Саженова, И.В. Пономарев, С.П. Пронь. - Барнаул: Изд-во Алт. ун-та, 2020. 60 с.

Связь с авторами: frambe@mail.ru

ИНФОРМАЦИЯ. Китайский вариант маглева

Журнал "Двигатель" неоднократно давал информацию о состоянии работ компании Hyperloop One по созданию гиперлупа - высокоскоростной вакуумной транспортной системы. Однако 31 декабря 2023 г. компания Hyperloop One прекратила своё существование. После создания компании в 2014 г. первое испытание прототипа состоялось в мае 2016 г. Затем велось конструирование капсул, первая из которых была успешно протестирована в июле 2017 г. Тогда капсула XP-1 достигла 310 км/ч.

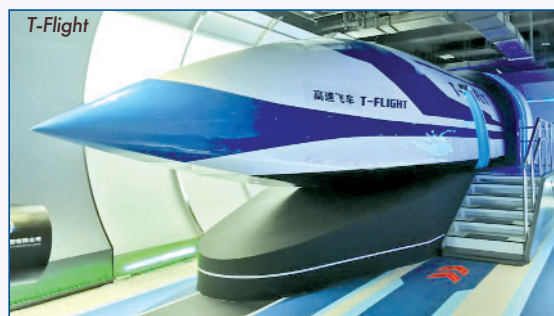
Капсула XP-2, спроектированная для проверки возможности пассажирских перевозок, после 400 испытаний участвовала в ноябре 2020 г. в первом эксперименте с людьми на борту. На этот раз скорость составила всего 172 км/ч. Разочарование в результатах испытаний привело в феврале 2022 г. к отказу от планов по перевозкам людей и продолжению работ над грузовыми

перевозками, но трудности в строительстве вакуумной трубы привели уже к прекращению всех работ.

В то же самое время в Китае работали над созданием поезда с магнитной левитацией (маглев) T-Flight. Для снижения сопротивления о воздух и трения о поверхность также предлагалось использовать вакуумированный туннель и мощные магниты для обеспечения левитации и движения поезда.

T-Flight разработан Китайской корпорацией аэрокосмической науки и промышленности (CASIC). Для испытаний поезда CASIC построила трек длиной около двух километров в вакуумной трубе низкого давления. Испытательный трек был выровнен с допуском всего в 0,3 мм. Погрешность геометрических размеров туннеля составляло менее 2 мм.

Недавно во время испытаний экспериментальный поезд установил рекордные 623 км/ч. Следующий этап испытаний предполагает удлинение пути до 60 км, что позволит поезду достичь 1000 км/ч. В рамках перспективного проекта CASIC планирует организовать транспортное сообщение между Уханем и Пекином (около 1050 км), на котором поезд сможет развить максимальную скорость порядка 2000 км/ч. **П**





Банк СИЛЬНЫХ ЛЮДЕЙ

МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

ОСНОВОПОЛАГАЮЩАЯ ГИПОТЕЗА

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

Представлены результаты анализа, целенаправленных экспериментальных исследований по различным физическим проблемам, связанным с практическими задачами промышленности. Целью анализа является доказательство целесообразности принятия гипотезы сплошности среды для использования утверждения непрерывности физического поля в целях его математической трактовки. Для анализа выбраны материалы (среды), используемые в физических экспериментах, не связанные между собой дисциплинарно и применяемые в экспериментах, основанных на различных физических принципах – в ракетной технике, электротехнике, электронике, энергетике. Такой выбор обусловлен желанием наиболее всеобъемлюще охватить диапазон микроструктур различных материалов и дать возможность для анализа их свойств.

The results of analysis, targeted experimental studies on various physical problems related to practical tasks of the industry are presented. The purpose of the analysis is to prove the expediency of adopting the hypothesis of continuity of the medium in order to use the statement of continuity of the physical field for its mathematical interpretation. The materials (media) used in physical experiments that are not related to each other in a disciplinary manner and used in experiments based on various physical principles – in rocket engineering, electrical engineering, electronics, and energy – are selected for analysis. This choice is due to the desire to cover the range of microstructures of various materials in the most comprehensive way and to provide an opportunity to analyze their properties.

Ключевые слова: механика сплошных сред, микрофотография, структура вещества, пластические материалы, керамика, тугоплавкие металлы.

Keywords: continuum mechanics, microphotography, structure of matter, carbon materials, ceramics, refractory metals.

Механика сплошной среды представляется как механика континуума. Данное понятие ввел швейцарский математик и физик Леонард Эйлер, который находился на русской службе и был одним из самых крупных ученых 18 века. Что же такое механика сплошной среды? Механика сплошной среды – это набор дисциплин, которые включают в себя механику жидкости, газа и механику твердых тел. Если говорить о гидромеханике, то это механика идеальной жидкости. Обозначим другие виды данной науки: механика вязкой ньютоновской жидкости, невязкой неньютоновской жидкости и механика турбулентных течений.

Механика деформируемых тел состоит из следующих разделов, это: теория упругости, теория пластичности, теория ползучести и механика сыпучих тел, к которым непосредственно примыкают теория прочности и механика разрушений. В настоящее время в отечественной и зарубежной литературе публикуется много статей, обзоров и монографий, посвященных отдельным задачам и отдельным разделам механики сплошных сред. Это обширная дисциплина, которая включает различные прикладные науки, связанные и с жидкостью, и с газом. Инженерам, научным сотрудникам, людям, работающим по специальности, бывает трудно без специальной подготовки разобраться в положениях и уравнениях, формулировках и решениях различных задач механики сплошной среды. Чтобы развивать такие представления нужны знания математического анализа, основанного на связи алгебраических, геометрических и дифференциальных методов, впервые появившихся в аналитической геометрии и созданных французским математиком и философом Декартом. Основателями дифференциального и интегрального исчисления, который является фундаментом математического анализа, были английский ученый Исаак Ньютон и немецкий – Готфрид Вильгельм Лейбниц.

Академик Л.И. Седов говорил, что от учета многих предвходящих обстоятельств и от надежности и достоверности различных предложений может зависеть устранение серьезных потерь и рационализация больших материальных затрат. Задача – посмотреть, как формируются и решаются различные по характеру и сложности инженерные задачи. В связи с этим можно сформулировать еще одно определение механики сплошной среды: это наука о движении газообразных, жидких и твердых деформируемых тел, где газ, жидкость и твердое деформируемое тело рассматривается как среда, непрерывно, сплошным образом заполняющая

часть пространства занятая этим телом, которая является сплошным непрерывным континуумом. Это идеализация, которая используется для работы вкуче с аппаратом математического анализа.

Механику сплошной среды часто разделяют на две крупные области: механику жидкости и газа и механику твердо-деформируемых тел. Такое разделение механики сплошной среды связано с тем, что различные тела даже при одних и тех же внешних условиях ведут себя по разному, поэтому определяющие процесс параметры и функции, граничные условия и дифференциальные уравнения также не одинаковы. Основными законами механики сплошной среды являются: закон сохранения массы, закон сохранения количества движения и энергии.

Если рассматривать сплошную среду как термодинамическую систему, для которой определены не только механические понятия о положении и движении, но и физические понятия о внутреннем состоянии, то следует использовать законы термодинамики. Все термодинамические системы, которые рассматриваются в термодинамике, являются набором отдельных материальных точек, если даже тело имело явное непрерывное распределение массы внутри своего объема, то обычно пытаются свести дело к рассмотрению в одной точке несущих всю массу тела и совпадающей с его центром масс. Ясно, что такая точка зрения не позволяет увидеть подробности процессов, происходящих внутри самого тела.

Обсудим вещество, из которого состоит рассматриваемое тело. Нам известно три наиболее распространенных фаз вещества: твердое, жидкое, газообразное. Поведение вещества в различных фазах весьма различно. Твердое тело сохраняет постоянный объем и форму, для их изменения требуется больше усилия. Жидкости и газы не имеют определенной формы и принимают форму сосудов, куда они помещены.

Подлинное деление вещества на фазы может быть вскрыто только на микроскопическом или атомном уровне. Жидкости и газы не имея определенные формы могут течь, что часто позволяет рассматривать их с единой точкой зрения. Поведения твердых тел существенно отличаются от поведения жидкости и газов.

Механика сплошных сред основана на принципе, что среда, которая, хотя и состоит из молекул, не является дискретной. Это избавляет от необходимости описания сред с помощью каждой молекулы и взаимодействия этих молекул между собой. Задача

получается довольно необъятной, поэтому многие ученые выдвигали гипотезу сплошности среды. Такую же гипотезу проповедовал Леонард Эйлер, он говорил, что существует некий континуум. Это такая непрерывная среда, которую можно описывать не дискретными уравнениями, а с помощью поля. Поле - это такая непрерывная субстанция, которая взаимосвязана с математикой через дифференциальные уравнения математической физики. Поле обладает свойством непрерывности между каждым его элементом, между каждой частицей этой среды и работает закон неразрывности. Законы, которые описывают взаимодействия внутри непрерывной среды являются геометрическими зависимостями непрерывных функций, и все эти законы являются непрерывными. Далее работает теория поля, где процессы и сопутствующие им зависимости для газов, жидкостей и твердых тел описываются с помощью непрерывных функций. Получается однозначная связь координаты от определенного свойства.

Газовая и жидкая среды

Главной характеристикой в гидрогазодинамике принимается скорость. Но, если углубится чуть дальше, можно понять, что скорость сама по себе для непрерывных течений не является конкретной величиной. Не понятно, это скорость частицы или некой субстанции между молекулами. То есть, это какая-то математическая абстракция и померить её нельзя, а можно померить только среднюю скорость. И определить её через расход, который можно померить взвесив какое-то количество вещества, прошедшее через какое-то сечение за определенное время. Если этот расход поделить на площадь, через которую он проходит, то получится произведение плотности и скорости, которое называется импульс. Это вторая важная характеристика, характеризующая поле. Эти две основные характеристики - скорость и импульс - используются в двух самых важных газодинамических уравнениях: в уравнении Эйлера и уравнении Навье-Стокса. Но только скорость описывает дискретный математический объект, а импульс - непрерывное поле.

Леонард Эйлер, используя понятие поля, ввел в обиход систему дифференциальных уравнений в частных производных для описания газодинамических процессов и процессов гидродинамики. Тем самым Эйлер сказал, что все процессы являются полевыми. Поле - это все пространство, которое занимает тело, то есть каждая точка является частью непрерывного взаимосвязанного пространства. И поле можно предсказать только с помощью непрерывных функций. То есть если функция непрерывная, то и поле тоже непрерывное и тогда сам процесс непрерывный.

Однако для построения теории, использующей непрерывные функции, необходима гипотеза сплошной среды. Экспериментально доказать сплошность жидкости и газа весьма затруднительно и, даже скорее, невозможно. Для газов её оценивают с помощью формального критерия Кнудсена. Если число Кнудсена меньше одной сотой, то среда считается сплошной. Для жидкостей и газов такие ограничения условно принимаются для использования их в расчётах. Их структуру невозможно посмотреть под микроскопом. Мельчайшие молекулы жидкости и газов находятся в постоянном движении [1]. А вот на строение твердого тела можно обратить пристальное внимание и сделать оценку справедливости принятой гипотезы.

Микроанализ твердых тел

Строение твердых тел различной природы и изготовления рассматривают и анализируют в большинстве случаев под микроскопами. Рассмотрим

1. Материалы на основе углерода

Это в основном искусственные материалы: графиты, углеродные композиционные материалы (УКМ), углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ), углерод-керамические композиционные материалы (УККМ) и другие [2]. Наиболее характерным для РДТТ и ЖРД является УУКМ. В основе этого материала лежит сверхпрочная углеродная нить, это - филомент (рис. 1).

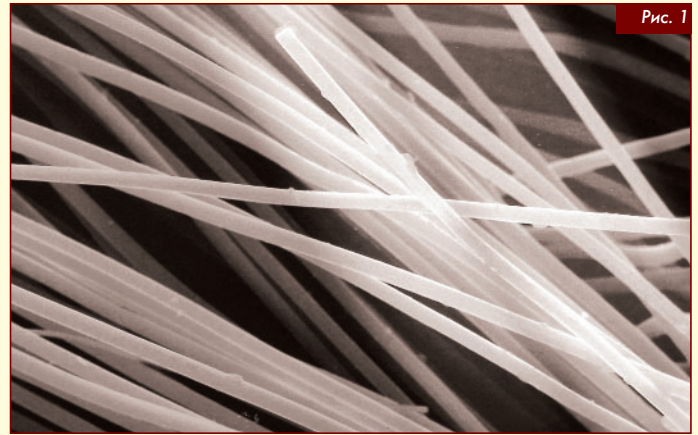


Рис. 1

Далее из этих филаментов скручиваются жгуты и получаются углеродные волокна (рис. 2).

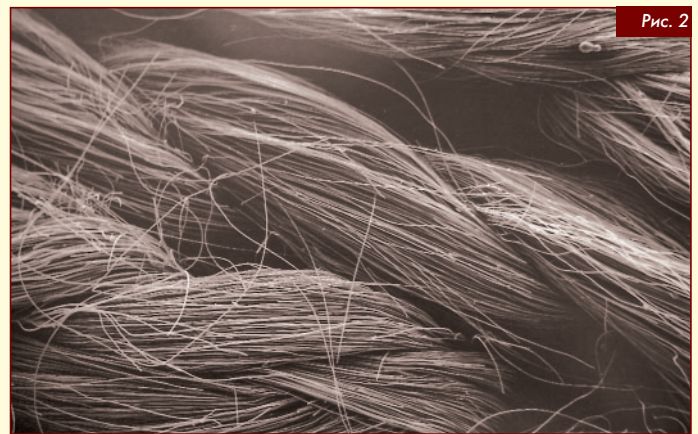


Рис. 2

Из волокон изготавливают ткань (рис. 3).

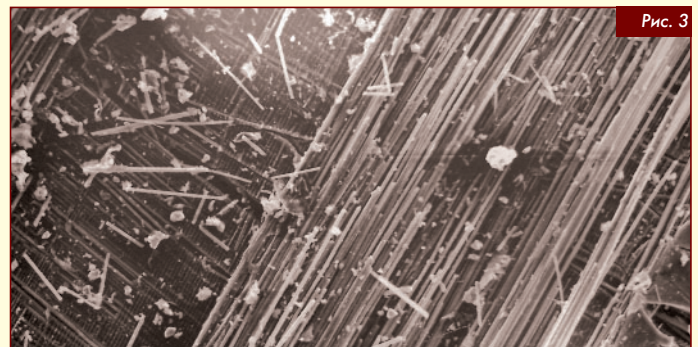


Рис. 3

Ткань, смоченную фенол-формальдегидной смолой, выкладывают на оправку в виде препрега и подвергают термообработке в печах графитации и карбонизации. После чего она приобретает форму. А поры в твердом изделии забиваются пироуглеродом. Получается сверхпрочный и сверхлегкий УУКМ (рис. 4).

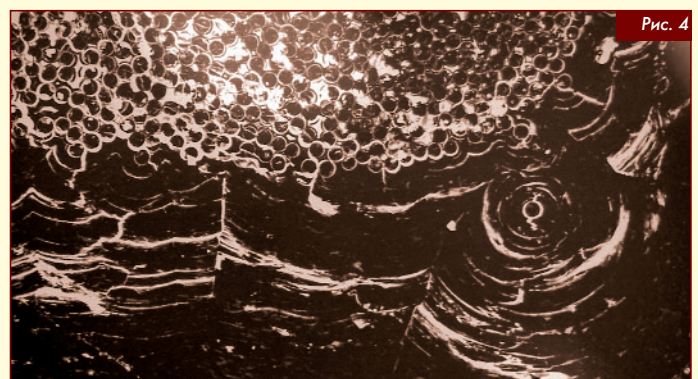


Рис. 4

На рис. 4 видно, что сплошность и изотропность материала достаточно низкие.

2. Покрытия изделий

Фрагмент покрытия поверхности изделия [3] представлен на рис. 5. Он представляет собой сплошную, достаточно плотную корку, скрепленную со стальной поверхностью. На поверхности корки имеются дренажные отверстия. Подложка выглядит весьма шероховатой. И подложка и покрытие на объективный взгляд не обладают идеальной сплошностью.

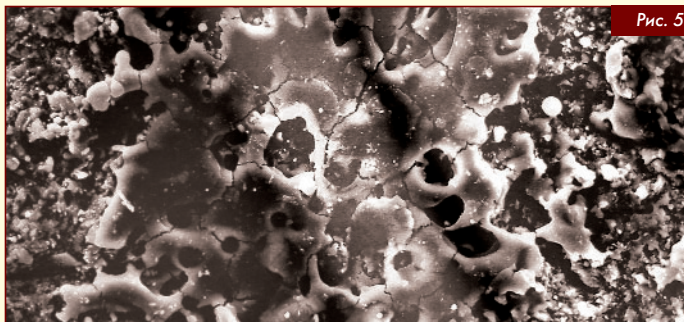


Рис. 5

3. Керамика

На рис. 6 представлен керамический материал рабочих стенок экспериментальной установки [3]. При рассмотрении их под микроскопом можно отметить весьма тонко-организованную структуру. Поверхность выглядит как огибающая беспорядочно плотно расположенных вблизи друг относительно друга разно-размерных пластин. Создается ощущение, что сформированное таким образом тело сильно пористое и отнюдь не сплошное.

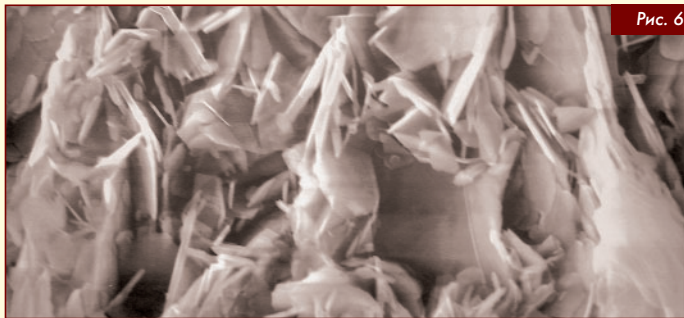


Рис. 6

4. Трещина в молибдене

В молибдене, при воздействии на него высокоэнергетического потока [4], от мгновенно возникшей огромной локальной разницы температур вскрылась трещина (рис. 7), которая разделила материал на две части.

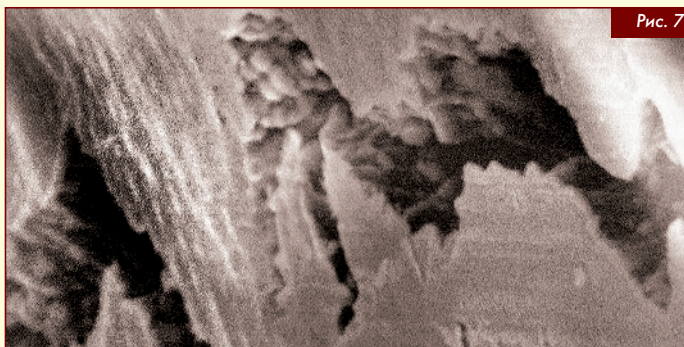


Рис. 7

При этом под микроскопом по разные стороны фиксируются две качественно отличные друг от друга дендритные структуры, которые образуются при различных температурах. Очевидно, что более крупнозернистые образования сформировались при более высоких градиентах температур. Из визуального анализа понятно, что это тело из молибдена не является сплошным.

5. Катоды

На микрофотографии (рис. 8) представлен панорамный снимок поверхности катода до начала его эксплуатации [5]. На фотографии четко видна зернистая структура материала. Дисперсность материала достаточно однородная, что говорит о высоких

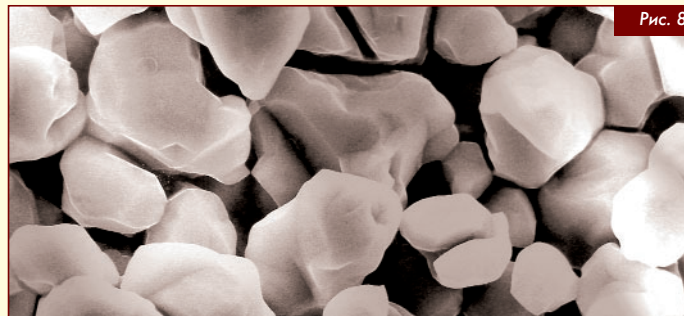


Рис. 8

стабильных свойствах этого материала. Данный материал является высокопроизводительным эмиттером и широко используется в электронной промышленности в качестве катодов. Под воздействием температуры происходит эмиссия электронов с поверхности катодов. При этом катод теряет массу.

После пяти часов эмиссии поверхность катода сильно изменилась (рис. 9). Потеряно значительное количество массы. Внешне поверхность выглядит оплавленной. Грани и углы зёрен скруглены. Промежутки между зёрнами уменьшены. Тем не менее, пористость присутствует и следов заплавления нет.

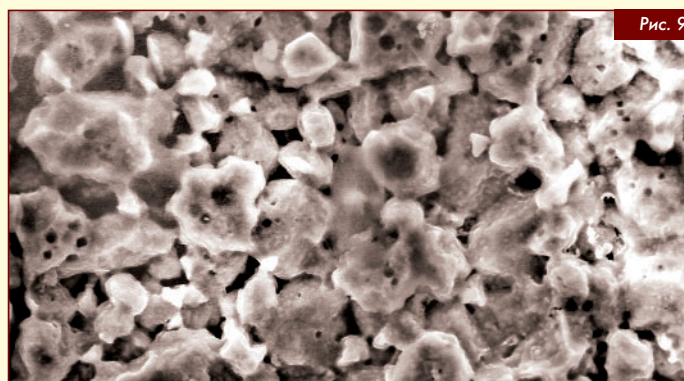


Рис. 9

Результаты анализа

В результате проведенных исследований можно сделать однозначный вывод о том, что все рассмотренные вещества не являются сплошными, включая жидкости и газы. Критерий Кнудсена является весьма условным и принят в целях необходимости количественного описания процессов. Утверждение о сплошности твердых тел объективно не справедливо. Сама гипотеза о сплошности материальных объектов, строго говоря, не справедлива и практически не подтверждена. Эта гипотеза в связи с высказанным утверждением приобретает статус допущения. Принимая такое допущение, мы сохраняем эффективный математический аппарат, который позволяет с определенной степенью точности прогнозировать процессы.

В дальнейшем, когда наука продвинется существенно вперед, появятся новые гипотезы и будет разработан другой, более совершенный математический аппарат. Появится новая наука взамен механики сплошных сред. Но в настоящее время существующая наука удовлетворяет требованиям практики. **▲**

Список источников

1. Дж. Гиршфельдер, Ч. Кертис, Р. Берд. Молекулярная теория газов и жидкостей. М.: Изд-во иностр. лит., 1961. 929 с.
2. Ю.В. Соколкин, А.М. Воинов, А.А. Тшинов и др. Технология и проектирование углерод-углеродных композитов и конструкций. М.: Наука. Физматлит, 1966. 240 с.
3. Четвертая Всероссийская научно-техническая конференция. "Высокотемпературные керамические композиционные материалы и защитные покрытия". М.: ВИАМ, 2020.
4. М.И. Чегуров, С.А. Сорокина. Основы фактографического анализа изломов образцов из конструкционных материалов. Н. Новгород: НГТУ им. П.Е. Алексеева, 2018. 79 с.
5. Микрофотографии поверхности катода//TADVISER, 2024.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕНДЕНЦИИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭКОЛОГИЧЕСКИ БЕЗОПАСНЫХ МОНОТОПЛИВ ДЛЯ ЭЛЕКТРОТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКИХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Дарья Дмитриевна Пименова, магистр ФГБОУ ВО "МАИ (НИУ)"

Рассмотрены вопросы, связанные с современными тенденциями и перспективой использования различных видов экологически безопасных монотоплив для электротермокаталитических двигателей.

The issues related to modern trends and prospects of using various types of environmentally harmless monopropellant for electrothermocatalytic thrusters are considered.

Ключевые слова: динитрамид аммония (АДНА), безопасное монотопливо, "зеленое топливо", космический аппарат.
Keywords: ammonium dinitramide (ADN), harmless monopropellant, "green propellant", spacecraft.

Динитрамид аммония (АДНА) - это высокоэнергетическая неорганическая соль, предназначенная в основном в качестве окислителя в твердом ракетном топливе. Впервые была синтезирована в 1971 году в Институте органической химии Зелинского и является одним из самых значительных открытий в области энергетических материалов. Утверждается, что твердое ракетное топливо на основе динитрамида аммония ранее производилось в СССР тоннами.

В начале 1990-х годов в Швеции приступили к исследованиям АДНА с целью разработки высокоэффективного твердого топлива. В ходе этой опытно-конструкторской работы было обнаружено, что АДНА хорошо растворяется в полярных растворителях. АДНА представляет собой твердую белую соль катиона аммиака и динитрамид-аниона. Имеет высокий кислородный баланс (+25,79) %, плавится при 93 °С и начинает разлагаться примерно при 150 °С при скорости нагрева 10 °С в минуту. Как и нитрат аммония, динитрамид аммония гигроскопичен и легко растворяется в воде и других полярных растворителях, но плохо растворяется в неполярных растворителях. Критическая относительная влажность составляет 55,2 % при 25,0 °С. Плотность АДНА в твердом состоянии составляет 1,81 г/см³.

На основе АДНА было разработано экологически безопасное монотопливо LMP-103S. Данное "зеленое топливо" имеет в своём составе следующие компоненты: в качестве окислителя используется АДНА, в качестве горючего - метанол, в качестве растворителя - вода, в качестве стабилизатора для хранения топлива - аммиак. Топливо LMP-103S гораздо менее токсично, чем гидразин, поэтому достаточно обычной личной защитной одежды (простой защитный костюм при работе с большими количествами), перчаток и средств защиты глаз (работа в вытяжном шкафу при работе с открытыми контейнерами). Испытания на хранение показывают, что LMP-103S может храниться более 20 лет при своей рабочей температуре.

Номинальная рабочая температура для LMP-103S составляет от 10 °С до 50 °С. Ниже минус 7 °С топливо частично затвердевает, но он также легко возвращается в жидкое состояние при нагревании выше минус 7 °С. Температура около 120 °С считается верхним пределом краткосрочной (в часах) стабильности, а при дальнейшем повышении "начальная" температура находится на уровне около 165 °С.

Шведская космическая корпорация и ECAPS успешно провели в рамках проекта "PRISMA" исследование топлива на основе АДНА. Топливо LMP-103S продемонстрировало характеристики на 10 % выше по удельному импульсу тяги и на 30 % выше по плотности, чем у гидразина. LMP-103S имеет теоретический удельный импульс 252 с при степени геометрической степени расширения сопла 50. Высокий удельный импульс и повышенная плотность являются основными преимуществами для размещения двигательной системы на малых космических аппаратах.

Альтернативным экологически безопасным монотопливом является разработка американской компании Aerojet. Топливо AF-M315E разработано на основе нитрата гидроксиламмония - аналогичного высокоэффективного вещества, что и АДНА. Данное

топливо состоит из нитрата гидроксиламмония (окислитель), нитрата гидроксизтилагидразина (горючее) с добавлением воды. Разработанное топливо на 50 % плотнее, чем гидразин, имеет больший удельный импульс (на 15 %), не может замерзнуть и имеет более низкий класс опасности по сравнению с гидразином. AF-M315E достаточно безопасно, чтобы работать с ним в открытых контейнерах, в течение неограниченного времени.

Сравнение двух видов экологически безопасных монотоплив представлено в таблице 1, а на рис. 1 представлен внешний вид указанных рабочих тел.

Таблица 1

Сравнение экологически безопасных монотоплив

Параметр топлива	Топливо	
	AF-M315E	LMP-103S
Основное вещество топлива	НГА	АДНА
Температура замерзания, °С	< 50 °С	< 7 °С (происходит частичное затвердевание)
Плотность топлива, г/см ³	1,47	1,24
Теоретический удельный импульс тяги ($f_a = 5$), с	257	252
Класс опасности	2	3
Температура горения, °С	1600	1800

Из представленных данных можно отметить, что у топлива AF-M315E выше характеристики в части плотности и теоретического удельного импульса тяги по сравнению LMP-103S, но шведское топливо имеет ниже токсичность и эксплуатационную опасность, что делает оба этих состава весьма перспективными для использования в электротермокаталитических двигателях малой тяги в составе двигательных установок космических аппаратов менее 200 кг.



Рис. 1 Внешний вид экологически безопасных монотоплив: а) - топливо LMP-103S; б) - топливо AF-M315E

Список источников

1. Agrawal, J. P. & Hodgson, R. D. (2006). Organic Chemistry of Explosives, Wiley, Chichester. Anflo, K., Grønland, T. A. & Wingborg, N. (2000). Development and Testing of ADN-Based
2. Teipel, U. (2004). Energetic Materials: Particle Processing and Characterization, Wiley-VCH, Weinheim
3. Wingborg, N., Johansson, M. & Bodin, L. (2006). ADN-Based Liquid Monopropellants: Propellant Selection and Initial Thruster Development. 3rd International Conference on Green Propellants for Space Propulsion, 17-20 September 2006, Poitiers, France.

Связь с автором: tapida@yandex.ru

МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

ВТОРАЯ ОСНОВОПОЛАГАЮЩАЯ ГИПОТЕЗА

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

На многочисленных примерах, полученных в результате лабораторных исследований образцов из материалов различной природы, анализируются их поверхности. Известные микрофотографии, опубликованные в доступных источниках, исследуются на предмет доказательства справедливости второй основополагающей гипотезы механики сплошных сред об однородности среды. Показывается необходимость использования этой гипотезы в целях применения математического аппарата теории непрерывных функций и уравнений математической физики. Показано, что вторая основополагающая гипотеза органично дополняет первую – гипотезу о сплошности среды.

Ключевые слова: механика сплошных сред, однородные среды, микрофотография, структура вещества, керамика, тугоплавкие металлы.

Using numerous examples obtained as a result of laboratory studies of samples from materials of various natures, their surfaces are analyzed. Well-known micrographs published in available sources are being investigated to prove the validity of the second fundamental hypothesis of continuum mechanics about the homogeneity of the medium. The necessity of using this hypothesis in order to apply the mathematical apparatus of the theory of continuous functions and equations of mathematical physics is shown. It is shown that the second fundamental hypothesis organically complements the first one – the hypothesis of the continuity of the medium.

Ключевые слова: механика сплошных сред, однородные среды, микрофотография, структура вещества, керамика, тугоплавкие металлы.

Keywords: continuum mechanics, homogeneous media, micrography, structure of matter, ceramics, refractory metals.

Второй основополагающей гипотезой физической дисциплины механика сплошных сред является гипотеза об однородности среды или об однородности материального пространства, заполненного газом, жидкостью, твердым веществом. В литературе имеются различные определения однородности среды или пространства, заполненного средой. Так, например, под однородностью пространства понимают тождественность свойств пространства во всех его точках. Она означает, что нет такой точки в пространстве, относительно которой существует некоторая "выделенная" симметрия и все точки пространства равноценны. Все физические явления в различных местах пространства, но в одних и тех же условиях протекают одинаково.

Более точное определение однородности пространства использует понятие замкнутой системы. В незамкнутой системе свойства пространства не одинаковы во всех его точках. Например, для альпиниста положения его у подножья и на вершине Эльбруса отнюдь не эквивалентны. А значит, состояние пространства (однородность) в незамкнутой системе зависит от состояния субъекта (в примере, это положение альпиниста относительно вершины).

Однородность пространства также означает, что если замкнутую систему тел перенести из одного места пространства в другое, поместив все тела в ней в те же условия, в каком они находились в прежнем положении, то это не отразится на ходе всех последующих явлений.

Пространство обладает свойством однородности лишь в инерциальных системах отсчёта. В неинерциальных системах отсчёта пространство неоднородно.

Результаты любого физического эксперимента в одних и тех начальных условиях не зависят от места в пространстве, где он был произведён. К примеру, измерим период колебаний маятника, полученный результат обозначим как T_1 . Теперь перенесём маятник в соседнюю комнату, и проведём то же измерение. Результат запишем как T_2 . Если окажется, что $T_1 = T_2$, то есть результат эксперимента не зависит от нашего положения, это и есть проявление однородности пространства.

Однородность – одно из ключевых свойств пространства в классической механике. Оно означает, что параллельный перенос в нём замкнутой системы отсчёта как целого не изменяет механических свойств системы, и, в частности, не влияет на результат измерений.

Из свойства однородности пространства следует фундаментальный физический закон сохранения импульса, из свойств одно-

родности и изотропности пространства и однородности времени следует закон инерции. Следует различать однородность и изотропность пространства.

Если пространство изотропно вокруг каждой своей точки, то оно однородно в каждой своей точке. Это следует из того, что в случае изотропного пространства каждую его точку вращениями вокруг различных центров можно перевести в любую другую точку.

В общей теории относительности пространство неевклидово и его геометрия меняется с течением времени в зависимости от энергии, которой обладает находящаяся в нём материя. Степень искривления пространства, то есть отклонение от однородности, сильнее выражено там, где материя обладает большей энергией.

Под однородностью среды с точки зрения рабочего тела достаточно считать её однородной если в каждой её точке, эpsilon-окрестности или области структура, свойства и процессы одинаковы. По-видимому, такой характеристики достаточно для науки механика сплошных сред.

Характеристика газов

По-прежнему будем отделять газы и жидкости от твердых веществ. Это удобно для анализа. Твердые вещества удобно анализировать под микроскопом.

Однородными считаются смеси двух или нескольких веществ, в том числе и твердых, в которых ни визуально, ни под микроскопом не удастся обнаружить частицы этих веществ. Например:

- растворы кислот и щелочей,
- солей в воде,
- газовые смеси,
- некоторые сплавы.

Неоднородные смеси это те, в которых визуально или при помощи микроскопа обнаруживаются частицы двух или нескольких веществ, например:

- аэрозоли (дымы, туманы),
- суспензии,
- пены,
- эмульсии.

Любые двухфазные среды, содержащие внутри себя различные фазы: вода, в которой плавает шуга (рис. 1), двухфазные продукты сгорания в газообразном рабочем теле (рис. 2), даже космический мусор (согласно описанию NASA 95 % из всех космических объектов (рис. 3) в околоземном пространстве – мусор), являются неоднородными смесями.



Рис. 1

в качестве присадки повышают прочность и твёрдость сплава. Но при этом снижается его пластичность. На микрофотографии (рис. 4) представлен контрастный фрагмент поверхности [1] с вкрапленными частицами нитрида бора.

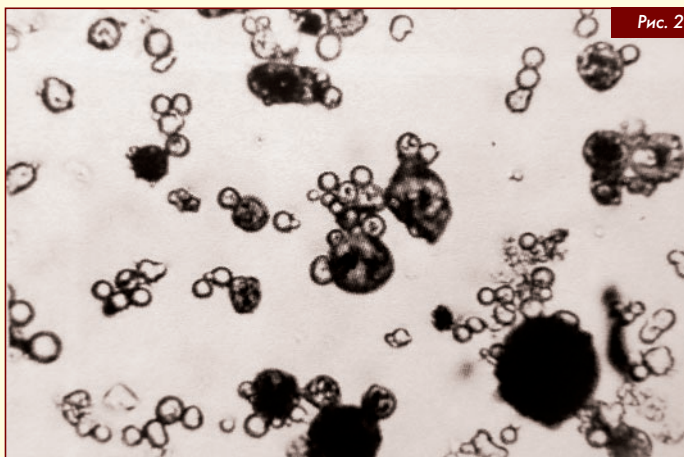


Рис. 2

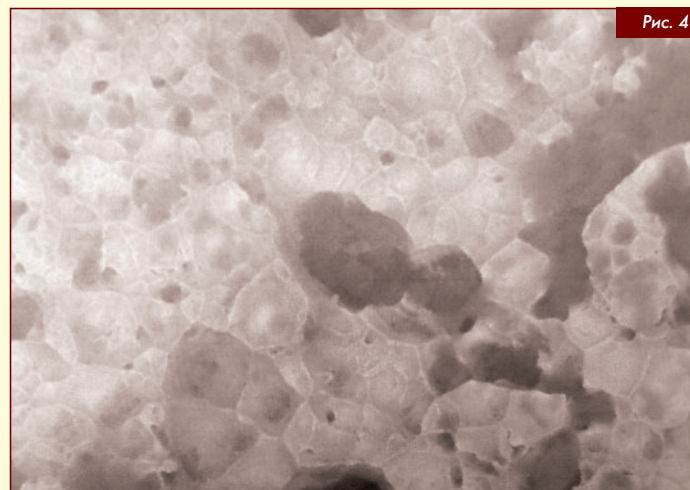


Рис. 4

Анализ показывает явную неоднородность материала. Очевидно, что эта неоднородность приведёт к разрыву первых производных функций, входящих в уравнения, описывающие процесс.

2. Для прокладок, работающих при высоких температурах, используется графлекс - материал, изготовленный из углерода по специальной технологии. Фланцевые прокладки применяются для статической герметизации между двумя поверхностями фланцев в соединениях арматуры, трубопроводов, сосудов, аппаратов, насосов и составных частей оборудования в различных областях промышленности при различных условиях эксплуатации (например, с высокими значениями давления и температуры).

Наиболее распространенное применение прокладок из графлекса нашло в ракетной технике. На микрофотографии (рис. 5) изображен излом прокладки из графлекса, где четко отражена пластинчатая структура.

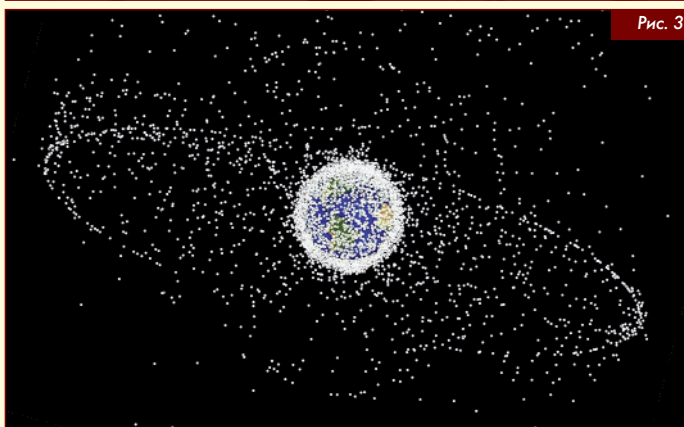


Рис. 3

Неоднородность в твердых телах

Далее с комментариями представлены фотографии, полученные в процессе различных физических экспериментов. Целью анализа является на примерах с помощью микроскопов высокого разрешения показать особенности структуры различных твердых сред, полученные в процессе междисциплинарных физических экспериментах в различное время. Важным при этом анализе было то, что выявленная неоднородность различной природы должна была показать не только внешнюю неодинаковость в структуре, пористостях или вкраплениях, но и внутреннее содержание этих отличий, влияющих на свойства среды. Такие свойства как плотность, теплопроводность, электропроводность, модуль упругости и другие являются важными бенефициарами при формировании прогнозов происходящих физических процессов. Кроме того, наличие различного рода вкраплений с математической точки зрения также нарушает логику построения непрерывных функций. Понятно, что по месту стыка разнородных материалов будет рваться, по меньшей мере, первая производная. Далее проанализируем несколько примеров неоднородных сред, представленных в доступных материалах и на страницах интернета.

1. Известно, что небольшое количество в стали нитрида бора

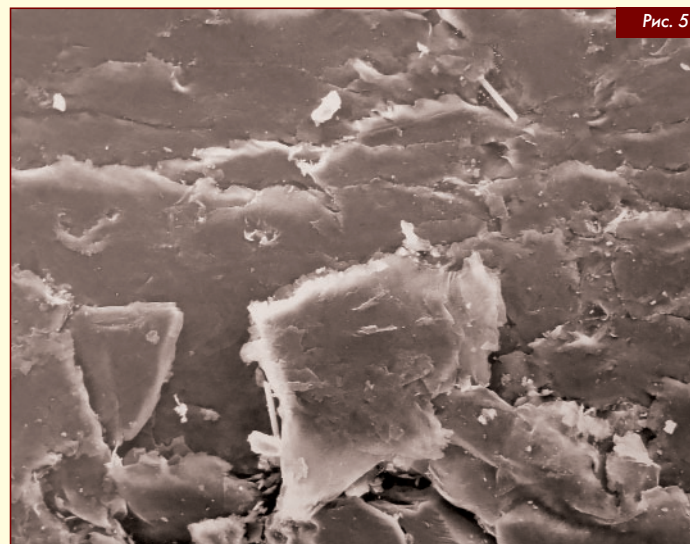


Рис. 5

Материал явно не однородный. Элементы, составляющих структуры, разных размеров и их расположение между собой неупорядоченно.

Структура покрытия из двуокиси циркония

В качестве материала покрытий изделий, работающих при высоких температурах, используют двуокись циркония [2]. Это обусловлено его высокой функциональностью и технологичностью. Являясь тугоплавким, он часто используется как материал теплозащитных покрытий для изделий авиационной и космической промышленности.

Оксид циркония - материал, обладающий низкой теплопроводностью при высоких температурах. Диоксид циркония обеспечивает механическую прочность покрытия, которое имеет изотропное распределение внутренних напряжений при циклических термонагрузках, что позволяет повысить жаропрочность и жаростойкость покрытия. На микрофотографии (рис. 6) представлено изображение покрытия из диоксида циркония, поверхность которого видна как фрагментарная структура в виде неправильных многоугольников, соединенных по вершинам круглыми отверстиями, выполняющими дренажную функцию. В промежутках поверхность достаточно гладкая. В целом материал представляется не однородным.

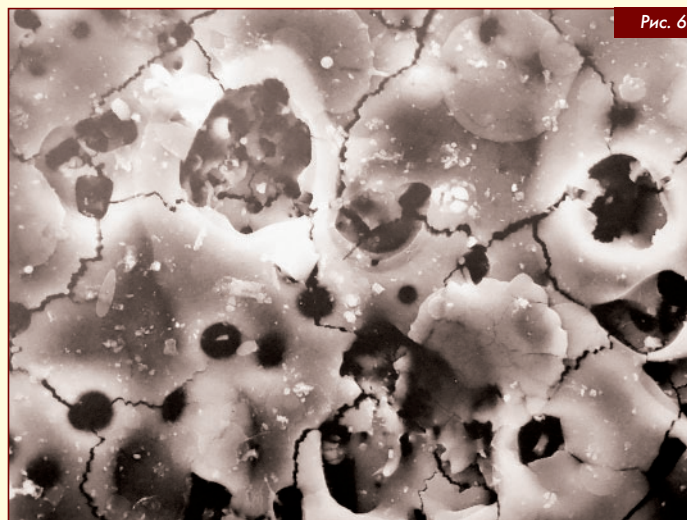


Рис. 6

Многослойное покрытие

На фотографии (рис. 7) представлено многослойное покрытие. На поверхности излома видны четыре чередующихся металлических и керамических слоя. Фотография [3] позволяет выделить области медных покрытий и области, занятые керамическими покрытиями из двуокиси циркония. Поверхность покрытий по всем слоям не однородная. Это позволяет заключить, что и структура материала не является однородной.

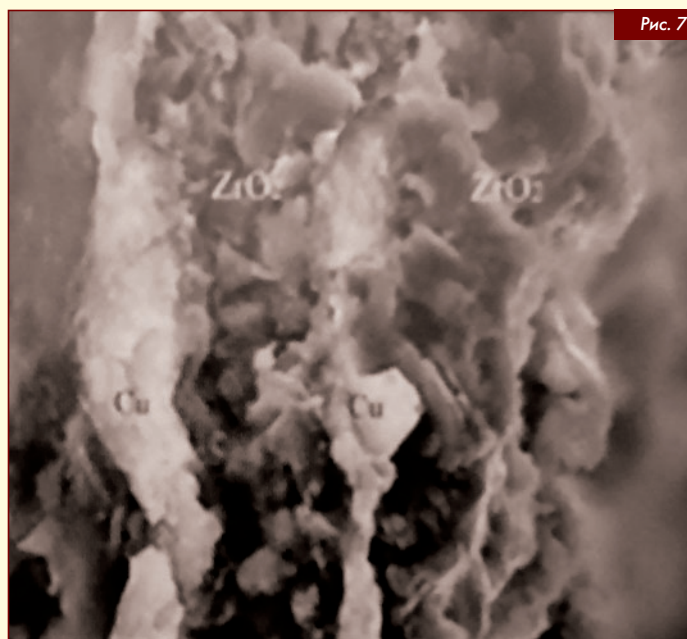


Рис. 7

Структура базальтовой ваты

Базальтовая вата была получена новым плазмотермическим методом [4]. Под воздействием горячей струи плазмотрона куски базальта вытягивались в длинные и очень тонкие волокна. Размер

волокон в поперечном направлении достигал нескольких сотен нанометров. Это - одно из первых достижений нанотехнологии. На микрофотографии (рис. 8) представлена базальтовая вата под микроскопом. Видна структурная неоднородность.

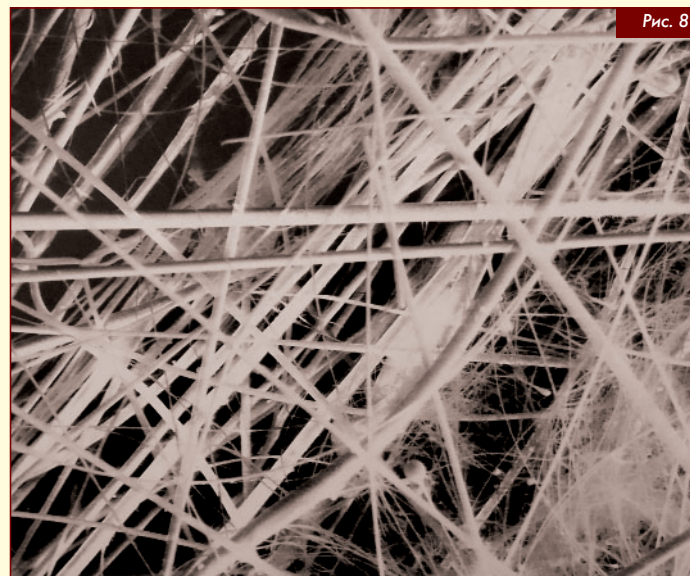


Рис. 8

Обсуждение результатов анализа

Приведенные наглядные фактические материалы из различных разделов физики однозначно подтверждают утверждение о неоднородности реальных материалов и убеждают в неправильности принятия второй основополагающей гипотезы однородности среды. В итоге получается, что обе основополагающие гипотезы о сплошности и однородности среды являются неправомерными. Это утверждение окончательно рушит саму теорию механики сплошных сред. Эта стройная, математически завершенная наука терпит фиаско. Но стоит ли от неё отказываться? Нет. В практике научной и инженерной деятельности много подобных наук и теорий, которые не являются строгими и имеют много допущений и предположений. Например, идеальное уравнение Эйлера в гидрогазодинамике; уравнение Клапейрона-Менделеева в термодинамике; уравнение Циолковского и другие фундаментальные уравнения современной физики. Без этих уравнений не мыслимы на сегодняшний день ни прогнозы, ни разработки, ни открытия. Поэтому все науки, теории, уравнения, построенные на современном научном фундаменте, будут использоваться в практической деятельности до момента (периода) открытия новых основ.

Список источников

1. Сборник микроструктур металлов и сплавов. М.: Металл-экспертиза. 2017.
2. Четвертая Всероссийская научно-техническая конференция "Высокотемпературные керамические композиционные материалы и защитные покрытия". М.: ВИАМ. 2020.
3. В.В. Кошлаков, В.В. Миронов, Р.Н. Ризаханов и др. 90 лет на передовых рубежах разработки ракетной техники. М.: Изд. РМП, 2023.
4. А.Н. Голиков, Ю.М. Кочетков, Ю.С. Свирчук. Плазменная технология получения тонких волокон из тугоплавких минералов // Тепловые процессы в технике. 2009. № 9.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com



ЭЛЕКТРОТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКИЕ ДВИГАТЕЛИ НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ БЕЗОПАСНОМ МОНОТОПЛИВЕ

Дарья Дмитриевна Пименова, магистр ФГБОУ ВО "МАИ (НИУ)"

Рассмотрены вопросы, связанные с конструкцией электротермокаталитических двигателей на экологически безопасном монотопливе.

The issues related to construction of electrotermocatalytic thrusters on environmentally harmless monopropellant are considered.

Ключевые слова: двигатель, "зеленое топливо", гидразин, безопасное монотопливо.

Keywords: thruster, "green propellant", hydrazine, harmless monopropellant.

Ввиду особенностей состава "зеленых топлив" в части наличия воды, а также из-за высокой температуры продуктов сгорания экологически безопасных монотоплив, которая превышает 1600 °С, конструкция электротермокаталитических двигателей (ЭТКД) отлична от аналогичных изделий для гидразина в части применения конструкционных материалов камеры сгорания и каталитических пакетов с точки зрения их устойчивости к высоким температурам.

На рис. 1-5 представлены ЭТКД на экологически безопасном монотопливе, а в таблице 1 - некоторые их характеристики.

Отличительной особенностью представленных ЭТКД на "зеленом топливе" является применение в качестве камеры сгорания специального двухслойного композитного материала, где внутренний слой состоит из иридия, а наружный каркасный слой - из рения. Камера сгорания из такой комбинации конструкционных

материалов, получаемой методом гальванопластики, обеспечивает длительный ресурс при эксплуатации на экологически безопасных монотопливах. Однако, ввиду применения драгоценных материалов платиновой группы, стоимость такого двигателя превышает стоимость его аналога на гидразине.

Поэтому актуальной остаётся задача поиска более дешевых конструкционных материалов как камеры сгорания, так и элементов каталитического пакета при сохранении высоких удельных характеристик в процессе работы двигателя.

Рис. 4 Двигатель Bradford ECAPS HPGP 5 N



Рис. 5 Двигатель Busek BGTX5



Рис. 1 Двигатель Bradford ECAPS HPGP 100 mN



Рис. 2 Двигатель Bradford ECAPS HPGP 1 N



Рис. 3 Aerojet Rocketdyne GR1

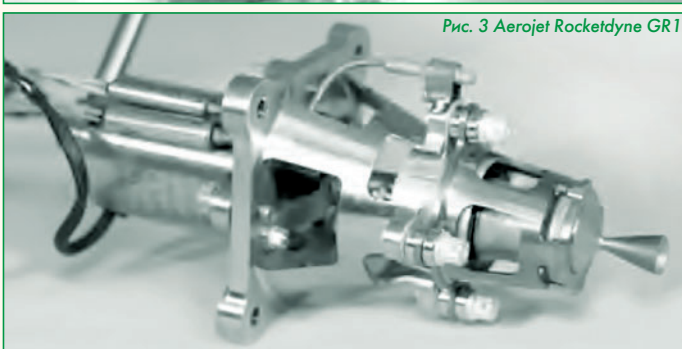


Таблица 1

Параметры и характеристики ЭТКД на "зеленых топливах"

Название	Топливо	W, Вт
HPGP 100 mN (Bradford ECAPS)	LMP-103S	8
HPGP 1 N (Bradford ECAPS)	LMP-103S	10
GR1 (Aerojet Rocketdyne)	ASCENT	<15
HPGP 5 N (Bradford ECAPS)	LMP-103S	15
BGTX5 (Busek)	ASCENT	20

Таким образом, актуальным направлением является разработка нового ЭТКД на "зеленом топливе" без применения дорогостоящих композитных материалов в составе конструкции двигателей. □

Список источников

1. Testing of a Green Monopropellant Integrated Propulsion System. Joe Cardin 2020.
2. Development and on-orbit demonstration of miniaturized propulsion for micro- and nanosatellites. By Tor-Arne Gronland. 2019.
3. On-Orbit Commissioning of HPGP in the SkySat Constellation. Aaron Dinardi 2017.

Связь с автором: tapida@yandex.ru

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

ПРИ ТЕЧЕНИИ ЖИДКИХ ПЛЕНОК

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 настоящей статье представлен анализ динамики развития турбулентных течений жидких пленок. Приведены экспериментальные результаты исследований течений жидкого компонента топлива, используемого в ЖРД, из центробежных форсунок. На модельной проливочной установке с помощью фото и видео измерений зафиксированы области потерь устойчивости течений и последовательность перехода к различным турбулентным состояниям и перехода к дискретным потокам: оторвавшимся кольцам, лентам и мелкодисперсным частицам. Приведены методические основы анализа распределений частиц.

This article presents an analysis of the dynamics of the development of turbulent flows of liquid films. The experimental results of studies of the flows of the liquid component of the fuel used in the liquid propellant from centrifugal injectors are presented. Using photo and video measurements, the areas of loss of flow stability and the sequence of transition to various turbulent states and transition to discrete flows: detached rings, ribbons and fine particles are recorded on the model pouring plant. The methodological foundations of the analysis of particle distributions are given.

Ключевые слова: турбулентность, устойчивость течений, разрыв жидкой пленки, мелкодисперсные частицы.

Keywords: turbulence, flow stability, liquid film rupture, fine particles.

Турбулентное течение за последнее время было хорошо изучено [1, 2, 3]. С помощью большого числа новых экспериментальных исследований удалось воспроизвести подробную картину переходных газодинамических процессов, характеризующих динамику турбулентного течения и границы перехода из одних устойчивых состояний в другие. Ранее было наглядно показано, что при небольших числах Рейнольдса течение является ламинарным, а с дальнейшим их ростом происходит потеря устойчивости. Ламинарное течение начинает собираться и становится волновым. Возникает новое устойчивое строго регулярное течение объемов рабочего тела с огибающими поверхностями, имеющими образующие в виде синусоидальных кривых. Это знаменитые волны Толмина-Шлихтинга. Такое течение распространяется до момента перехода в новое устойчивое состояние - течение в режиме градиентных волн Кельвина-Гельмгольца. Эти волны имеют форму, иллюстрирующую гравюрную японскую океаническую волну с выраженным несимметричным падающим гребнем. Такая волна на открытой поверхности может закончиться градиентной катастрофой. За этой волной у поверхности формируются продольные вихри Тейлора-Гертлера, имеющие у поверхности систематическую парную структуру. Это - следующий устойчивый вид турбулентного течения. При дальнейшем безградиентном течении эти вихри сворачиваются в торсионные продольные жгуты. Жгуты тоже парные и в каждую пару входит по четыре продольных вихря Тейлора-Гертлера. Дальнейшая судьба этих жгутов такова. Они при приближении к критическим (максимальным по величине) значениям чисел Рейнольдса, а в двигателе это именно область критического сечения, уменьшаются до размеров, равных числу А.Н. Колмогорова, и распадаются. Течение становится молекулярным, чисто тепловым, а значит, снова ламинарным. Таким образом, мы приходим к выводу, что самая бурлящая турбулентность - это ламинарность.

Как далее будет показано, турбулентность жидкости сохраняет основные зоны потери устойчивости течения, но дополнительно обладает своими специфическими нюансами.

Развитие турбулентности в жидкости на примере центробежных форсунок

Организация смесеобразования по схеме газ-жидкость предусматривает наличие одного из компонентов в виде жидкой фазы. При этом в поток поступает жидкий компонент через центробежные форсунки, работающие на жидком натурном компоненте, и конструкции, подобной натурному ЖРД. Будем рассматривать для общности только однокомпонентные центробежные форсунки. Работы были проведены на модельной проливочной уста-

новке с целью определения структуры потока и динамики развития турбулентного течения жидкости. В процессе экспериментов проводилась фото и видео съемка.

Результаты экспериментов показали, что в начале течения, непосредственно у среза выходного сечения форсунки, формируется купол в виде сплошной конической пленки (рис. 1, 2). Течение в этой области ламинарное и однородное.

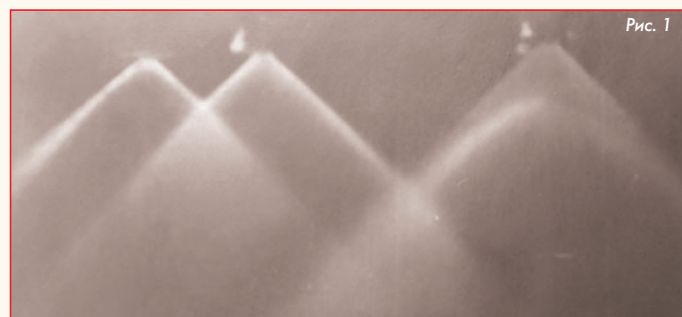


Рис. 1

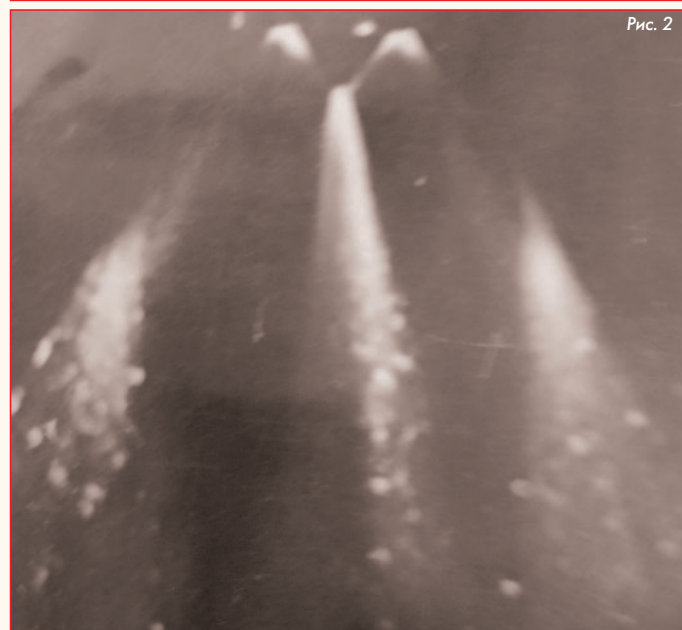


Рис. 2

Этот факт четко проявляется даже на пересечении двуналагающихся друг на друга конических потоков. По мере расширения купола пленка утоньшается и начинает терять устойчивость. Она приобретает волнообразную форму (рис. 3, 4), что говорит

о возникновении в этой области течения в виде волн Толмина-Шлихтинга [2].



Рис. 3

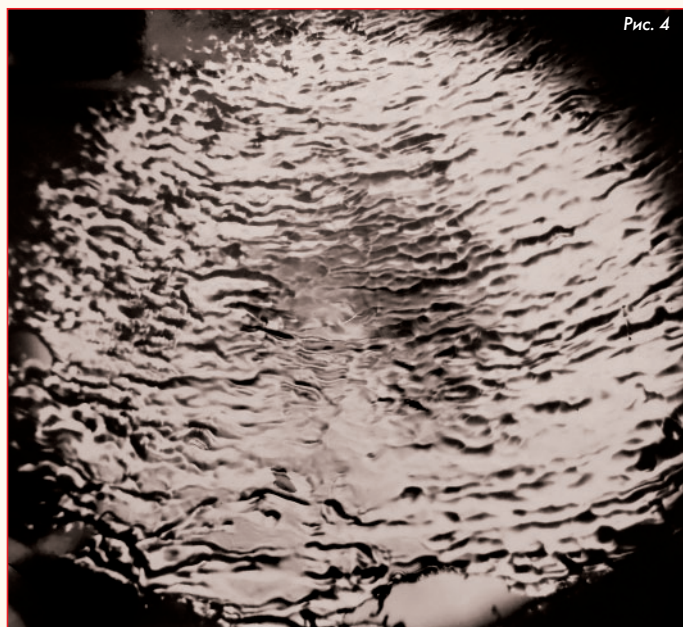


Рис. 4

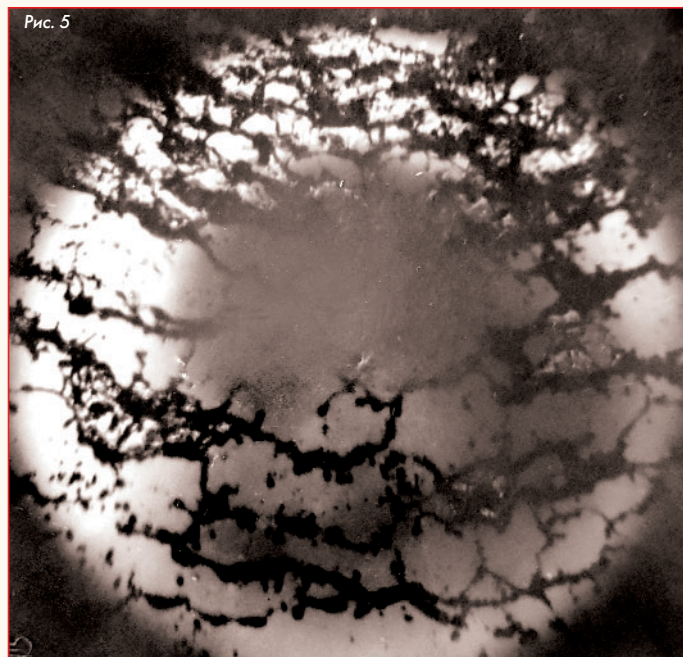


Рис. 5

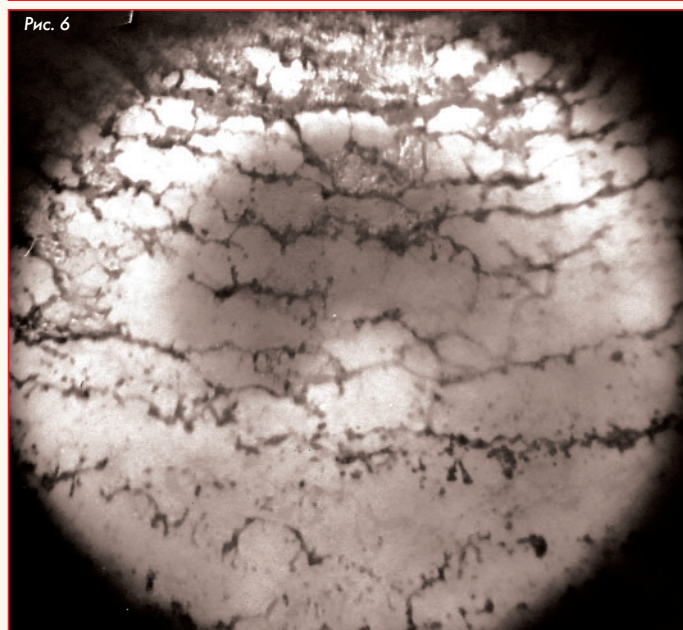


Рис. 6

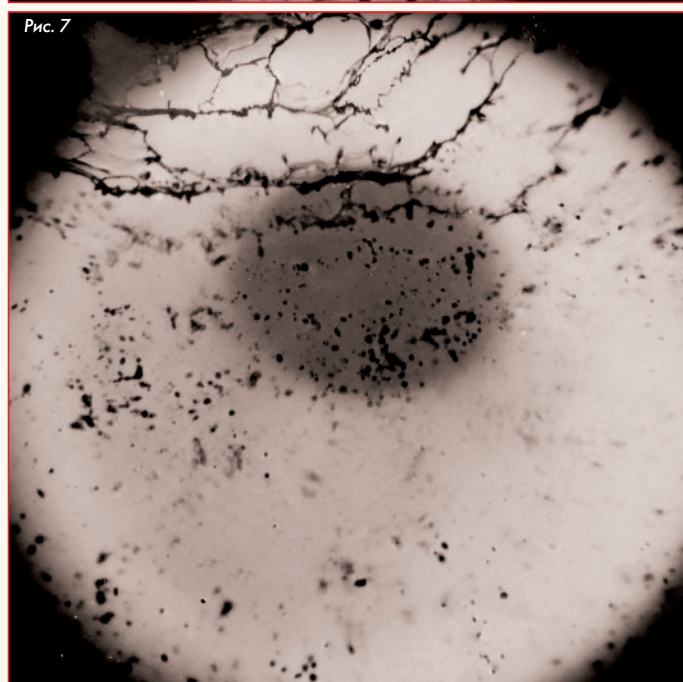


Рис. 7

Далее, ближе к периферии пленки и на боковых поверхностях купола отмечаются градиентные волны Кельвина-Гельмгольца. В соответствии с разработанной теорией по динамике турбулентности при усугублении режимов течения должны следовать область вихрей Тейлора-Гёртлера, а за ней область торсионных жгутов. Но поскольку течение пленки купола является внешней задачей и не ограничено стенками ни с той, ни с другой стороны, то последующая потеря устойчивости происходит в начале путём разрыва сплошного потока жидкости на кольца, а дальше из-за механического растяжения колец на куски в тангенциальном направлении.

Разрыв на кольцевые участки проиллюстрирован с помощью фотографий (рис. 5, 6), а дальнейшее превращение в мелкие дискретные образования и капли фотографией (рис. 7).

Процессы спектрообразования после центробежной форсунки

Для каждой конструкции форсунки процесс дробления части и спектрообразования свой индивидуальный и в зависимости от её геометрической характеристики формируется своя индивидуальная дисперсность частиц. На процесс формирования спектра

также влияют свойства распыливаемой жидкости: поверхностное натяжение ($\sigma_{ж}$), плотность ($\rho_{ж}$) и коэффициент динамической вязкости ($\mu_{ж}$). Кроме того, значительное влияние на формирование оказывает плотность газа. В результате обработки опытных данных была, например, получена [4] зависимость для среднемедианного размера капель:

$$\frac{d_m}{d_c} = 47,8 \frac{Lp^{0,1}}{A^{0,6}Re^{0,7}},$$

где d_m/d_c - отношение среднемедианного размера капель (x) к диаметру среза выходной части форсунки; A - геометрическая характеристика центробежной форсунки; $Lp = (0,1\sigma_{ж}\rho_{ж})/(\mu_{ж}^2)$ - число Лапласа, $Re = (\rho_{ж}\cdot Wd_0)/\mu_{ж}$ - число Рейнольдса. Медианный диаметр получается путём его нахождения на кривой массовой функции распределения, по месту значения ординаты этой функции, равной 1/2 (рис. 8).

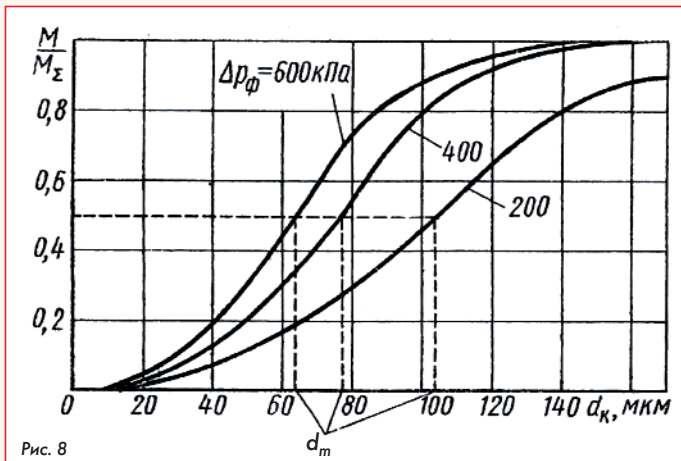


Рис. 8

Известно, что медианный диаметр не является местом на кривой функции распределения, соответствующим координате максимума плотности распределения. Кроме того, этот размер физически не отражает какого-либо процесса, он лишь удобен при обработке результатов. Для восстановления формы кривой распределения недостаточно одного среднего размера. Необходимо минимум два средних размера, так как по двум размерам можно восстановить, например, двухпараметрическую функцию.

Вторым средним размером, который легко получить из эксперимента может быть абсцисса максимума кривой плотности распределения d_0 (рис. 9).

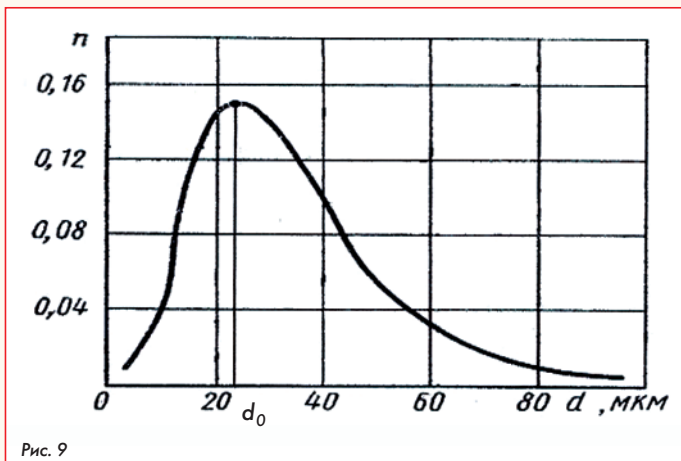


Рис. 9

На практике используется целый ряд двухпараметрических функций: нормально-логарифмическая, γ -распределение и др. Наиболее часто в дисперсиологии ЖРД используется функция распределения Розин-Рамлера. Зная функцию распределения можно получить любой средний размер (момент функции) и пересчитать один средний размер на другой. Для ЖРД очевидно наиболее характерным размером является размер d_{32} - объёмно-поверхностный (раз-

мер Заутера), так как он характеризует основные процессы, происходящие с частицами:

$$d_{32} = \frac{\sum_i n_i d_i^3}{\sum_i n_i d_i^2},$$

где n_i - плотность счётного распределения. Покажем это.

1. Процессы аэродинамического дробления. Основное уравнение обычно записывают как:

$$\rho_p \cdot \frac{\pi d_p^3}{6} \cdot \frac{dW_p}{d\tau} = \frac{1}{8} c_x \pi d_p^2 |W - W_p| (W - W_p) \rho,$$

где ρ_p, d_p, W_p - плотность, диаметр и скорость частицы; W и ρ - скорость и плотность газа; c_x - коэффициент аэродинамического сопротивления, зависит от числа Вебера.

Из этого уравнения определяется характерный размер распределения данного ансамбля частиц:

$$\frac{3}{4} \cdot \frac{\rho}{\rho_p} \frac{|W - W_p|(W - W_p)}{dW_p} = \frac{d_p^3}{d_p^2} = \frac{\sum_i n_i d_i^3}{\sum_i n_i d_i^2} = d_{32}.$$

2. Процессы испарения (горения) частицы. Предполагаем, что аккумулированное тепло идет на испарение:

$$Q_{\text{акк}} = C_p \cdot M_p \cdot \Delta T; \quad Q_{\text{исп}} = L \cdot j \cdot m_m \cdot F.$$

Здесь C_p [Вт/кг] - удельная теплоемкость частицы; L [Дж/кг] - удельная теплота испарения; M_p - масса жидкой частицы; m_m - масса одной молекулы в капле.

Величина j , согласно кинетической теории газов, выражает количественно меру испарения в виде числа молекул данного сорта, падающих в единицу времени на единицу поверхности:

$$j = \frac{P - P_e}{2\pi m_m kT} \text{ - уравнение Герца-Кнудсена.}$$

Здесь: P_e - равновесное давление пара при температуре поверхности; P - давление пара вещества; T - абсолютная температура испарения; k - постоянная Больцмана.

Из баланса теплот следует:

$$\frac{3}{2} \frac{L \cdot j \cdot m_m}{c_p \cdot \rho_p} = \frac{d_p^3}{d_p^2} = \frac{\sum_i n_i d_i^3}{\sum_i n_i d_i^2} = d_{32}.$$

Определение аналитической плотности распределения

Зная два средних размера, наиболее просто найти аналитическую функцию распределения по двум экспериментальным значениям для γ -распределения. Если гамма-распределение записать в виде:

$$g(d) = \frac{c^{b+1}}{\Gamma(b+1)} \cdot d^b e^{-cd}, \text{ где } b > 1 \text{ и } c > 1,$$

то после приравнивания первой производной нулю максимальная величина диаметра для функции распределения выразится в виде отношения коэффициентов:

$$d_0 = b/c.$$

Для нахождения медианного среднего размера необходимо функцию проинтегрировать до верхнего предела $d = d_m$ и приравнять 0,5:

$$g(d) = \int_0^{d_m} \frac{c^{b+1}}{\Gamma(b+1)} \cdot d^{b+1} \cdot d^b \cdot e^{-cd} dd = \frac{1}{2}.$$

Подставляя вместо коэффициента c величину b/d_0 и делая преобразования под интегралом, получим:

$$\frac{1}{2} = \int_0^{d_m} \frac{d}{d_0} \left(b \frac{d}{d_0} \right) \exp^{-\left(b \frac{d}{d_0} \right)} \cdot d \left(b \frac{d}{d_0} \right).$$

Введя обозначения:

$$x = b \frac{d}{d_0} \text{ и } x_m = b \frac{d_m}{d_0} \text{ преобразуем интеграл:}$$

$$1 = 2 \int_0^{x_m} \frac{x^b}{A(b+1)} \cdot e^{-x} dx.$$

Записанный интеграл является неполной γ - функцией. Для нахождения зависимости в (d_m/d_0) построим итерационную формулу, домножив левую и правую части уравнения на b , тогда:

$$b_{i+1} = b_i \cdot \int_0^{x_m} \frac{x^{b_i}}{A(b_i+1)} \cdot e^{-x} dx.$$

Численное определение зависимости в (x_m) дает прямую линию $b + 1 = x_m + 0,3$ (см. рис. 10).

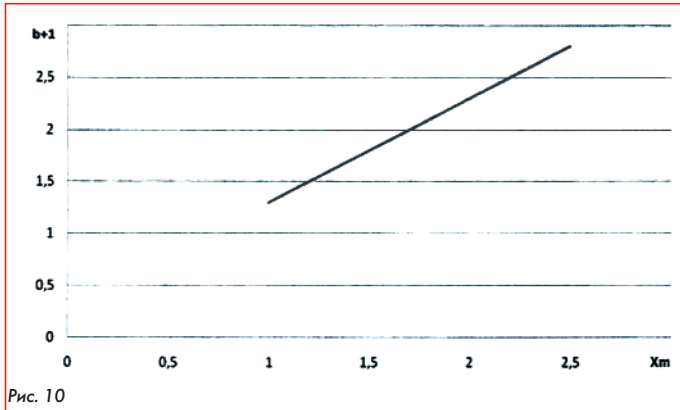


Рис. 10

Откуда:

$$d_m = \frac{b + 0,7}{c} = \frac{b}{c} \left(1 + \frac{0,7}{b}\right).$$

Для сравнения объёмно-поверхностный размер γ -распределения выражается как:

$$d_{32} = \frac{b}{c} \left(1 + \frac{0,75}{b}\right),$$

что говорит о примерном равенстве $d_m \approx d_{32}$.

Пересчет коэффициентов b и c через известные из эксперимента средние значения даёт:

$$b = \frac{0,7}{\frac{d_m}{d_0} - 1} \quad \text{и} \quad c = \frac{0,7}{d_0 \left(\frac{d_m}{d_0} - 1\right)}.$$

С учетом найденных соотношений можно выбрать γ -распределение в зависимости от средних размеров d_m и d_0 .

Критерий дробления жидких капель

Полученное распределение частиц по размерам позволяет в дальнейшем определить динамику разрушения первоначального ансамбля частиц под воздействием сил аэродинамического разрушения. Каждая из частиц данного ансамбля деформируется при натекании на неё газового потока и при некотором соотношении инерционных сил (скоростного потока) и сил поверхностного натяжения, разрушается, дробится на более мелкие. Из балансового соотношения этих сил выводится критерий, характеризующий данное разрушение, критерий Вебера:

$$We = \frac{d_p \rho w^2}{\sigma}.$$

Здесь d_p - диаметр разрушающейся жидкой капли; ρ , w - плотность и скорость газового потока; σ - коэффициент поверхностного натяжения.

Разрушение капли происходит при критическом значении числа Вебера $We_{кр}$, которое определяется экспериментально и для каждой жидкости оно разное. Например, для водяных капель $We_{кр} = 8...23$.

Более подробные исследования показали, что критическое значение числа Вебера связано также и с критерием Лапласа. В зависимости от уровня вязкости жидкостей оно может быть вычис-

лено по формулам [5]:

$$We_{кр} \sim Lp^{0,2} \text{ - для высоковязких жидкостей;}$$

$$We_{кр} \sim Lp^{0,07} \text{ - для средних и малых вязкостей.}$$


При разрушении капель, летящих из центробежных форсунок в число Вебера, следует подставлять абсолютную скорость, направленную вдоль образующей конуса распыла.

Для схемы двигателя "газ-жидкость" характерно в основном аэродинамическое разрушение. Однако, если центробежные форсунки расположены достаточно близко друг от друга, то следует учитывать пересечение капельных потоков. В этом случае возникает взаимное соударение капель. Если форсунки расположены на достаточно большом расстоянии друг от друга, то аэродинамическое дробление приводит к образованию высокоизбирательного спектра практически состоящего из частиц одного размера. Эти частицы достаточно мелкие и дальнейшее уменьшение их размера происходит благодаря испарению. Если рассмотреть процесс дробления с точки зрения турбулентности, то можно сказать, что предшествующая деформация частиц определяется структурой течения вблизи их поверхности. За частицами возникают донные области с большими перепадами давления, которые сжимают их в осевом направлении, а газовые потоки способствуют потере их устойчивости.

Процесс дробления жидких частиц происходит во времени и может быть определён как отношение характерной длины смесиобразования к абсолютной скорости движения частиц. В расчётах можно принимать скорость движения частиц равной скорости газового потока, определенного через расход. Величину характерного времени часто оценивают по формуле Ишики [4]:

$$\tau_x = \pi r^2 \rho_p \mu_p^{-1} (Lp - 6,25)^{-\frac{1}{2}},$$

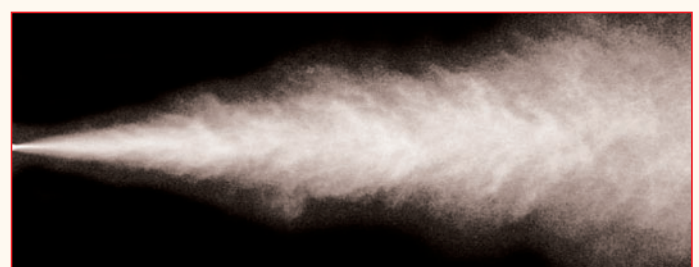
которая была получена в результате обобщения экспериментальных данных по деформации капель глицерина.

В результате дробления и последующего испарения капель жидкого компонента происходит перемешивание газообразных окислителя и горючего в соответствии с процессами, описанными в предыдущем разделе. Строго говоря, изложенная схема дробления и смесиобразования является весьма упрощенной. В реальности процессы прогрева и испарения начинаются раньше и сопровождают процессы дробления с самого начала. 

Литература

1. Ю.М. Кочетков. Турбулентность не хаос, а тонкоорганизованная структура // Двигатель. 2004. № 6. С. 38-39.
2. Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков. Турбулентность. Переходный процесс от ламинарного к вихревому // Двигатель. 2021. № 1-2. С. 14-17.
3. А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский. Механика сплошных сред. Турбулентность сплошных сред // Двигатель. 2021. № 1-2. С. 42-45.
4. Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. М.: Высшая школа, 1975. С. 34-38.
5. Стернин А.Е., Маслов В.Н., Шрайбер А.А., Подвысоцкий А.А. Двухфазные моно- и полидисперсные течения газа с частицами. М.: Машиностроение, 1980. С. 57-62.
6. Inamura T., Nagal N., Inagaki H. Disintegration of liquid droplets of high concentration coal-water slurry by air flow. Vol.53, 1987. С. 1386-1394.

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com



ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ СПОСОБОВ И СТЕНДОВ КРИОГЕННО-ПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ВОДОРОДНЫХ БАКОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Юрий Иванович Духанин, заслуженный конструктор НПО "КРИОГЕНМАШ"

В связи с развитием в России космических транспортных средств, функционирующих на основе использования криогенных компонентов топлива (жидких водорода, кислорода, метана), актуальное значение приобретают вопросы отработки "криогенной" прочности топливных баков подобных ракет-носителей (РН). Нет сомнения в том, что все конструкции должны быть прочными как в начале, так и в конце срока эксплуатации. Формируя в начале 21 века новую идеологию отработки "криогенной" прочности, не следует забывать, что мы действуем в конкурентной среде, и Россия далеко не единственная страна в мире, которая предоставляет коммерческие услуги по выведению спутников в космическое пространство. Конкуренция в сфере космического транспорта особенно возросла после создания американской компанией Space X семейства носителей "Falcon-9" с фиксированной ценой запуска (стандартный пуск РН "Falcon-9" стоит \$54 млн). Задача экспериментальной отработки прочности на современном этапе заключается в том, чтобы способствовать повышению конкурентоспособности отечественной ракетно-космической техники (РКТ). При этом понятие конкурентоспособности включает в себя, в том числе, цену и качество изделий, а понятие качество - их надежность и прочность.

Современная концепция отработки "криогенной" прочности РКТ должна учитывать потребность в создании конкурентоспособной техники и, таким образом, должна быть тесно связана с технологиями производства РКТ, в частности баков для криогенного топлива. Целью экспериментальной отработки изделий должно быть обеспечение не только их прочности, но и качество и эффективности технологии производства и стендовой эксплуатации.

Одним из основных факторов, определяющих конкурентоспособность одноразовых изделий (ракетных ступеней, разгонных блоков), является их надёжность и стоимость производства, многократных - в большей степени стоимость эксплуатации. К снижению именно этих показателей следует стремиться. Однако для того, чтобы изготавливать ракеты быстро и низкочестно, должно быть обеспечено их квалифицированное научное сопровождение на этапе проектирования и экспериментальной отработки, причем затраты на стадии опытно-конструкторских работ (ОКР), в частности на экспериментальную отработку изделия, могут возрасти. Более того, нужно осознавать, что затраты на наземную экспериментальную отработку (НЭО) на стадии ОКР - это однократные затраты. Но они будут способствовать снижению затрат на серийное производство РН, напрямую входящих в стоимость каждого её пуска. Так что нецелесообразно ради снижения стоимости изделия сокращать объём прочностной экспериментальной отработки или заменять её полностью или частично расчётами. Уменьшение НЭО может дать только одноразовый экономический эффект на этапе научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР), при этом последующие периодические затраты на серийное производство могут лишь увеличиться, надёжность изделия снизится, что может привести только к уменьшению конкурентоспособности изделия. Невозможно придумать варианты, при которых отказ от испытаний повысил бы качество ракеты. Производство должно быть низкочестно, но аварии низкочестно не бывают никогда.

Согласно сложившейся на сегодняшний день практике опрессовку баков для жидкого водорода осуществляют с использованием жидкого азота и жидкого водорода.

Испытание водородных баков на прочность жидким азотом - это "классический" метод, заключающийся в заливке в бак жидко-

го азота (80 К). Этим способом захлаживались все криогенные баки, которые проходили отработку прочности в СССР и РФ. Он стал популярным благодаря относительной дешевизне жидкого азота, инертности к материалам и пожаровзрывобезопасности. Однако следует подчеркнуть, что нижние днища водородных баков особенно для крупногабаритных баков при испытаниях могут не выдержать гидростолба жидкого азота (плотность жидкого азота в 12 раз больше плотности жидкого водорода). При отработке водородных баков блока "Ц" РН "Энергия" был создан специальный стенд, позволявший обезвешивать баки в процессе испытаний. Суть обезвешивания заключалась в том, что бак помещался в специальный бокс, который так же, как и бак, заливался жидким азотом. В итоге жидкий азот находился как внутри, так и снаружи бака, что позволило обнулить воздействие гидростолба, но для крупногабаритных баков в этом случае требовался колоссальный объём жидкого азота, что существенно влияло на стоимость испытаний, а кроме того для защиты строительных конструкций бак необходимо устанавливать внутри специального поддона для принятия жидкого азота в случае его разрушения, что ещё больше повышало стоимость испытаний.

Другим серьёзным недостатком данного способа является то, что при температуре жидкого азота (80 К) не проявляется и половина тех свойств материала бака, которые наблюдаются при температуре жидкого водорода. В частности, резкое падение коэффициента ослабления сварного шва алюминиевых сплавов в диапазоне от 80 К до 20 К ставит под сомнение адекватность имитации эксплуатационных свойств (в особенности сварных швов на фоне основного материала) конструкции водородного бака, изготовленного из алюминиевого сплава, в случае испытания в среде жидкого азота. Поэтому прочностные испытания водородных баков перспективных ракетно-космических носителей (РКН) и разгонных блоков следует проводить при температуре 20 К, ибо иначе придётся увеличивать запасы прочности конструкции баков и переутяжелять их.

Поэтому идеальным вариантом для проведения таких испытаний было бы строительство полномасштабного стенда, на котором можно заправлять водородные баки жидким водородом объёмом в несколько десятков кубических метров, что достоверно позволяет имитировать эксплуатационную температуру и влияние высоты столба жидкого водорода на конструкцию бака.

За рубежом прочностные испытания водородных баков проводятся с использованием жидкого водорода на единственном в своём роде специальном стенде, расположенном в США на удалённом от населённых пунктов расстоянии для уменьшения последствий при возникновении нештатных ситуаций. При этом в случае разрушения бака в процессе испытаний происходит безвозвратная потеря больших объёмов (более 100 м³) жидкого водорода, что делает такие испытания очень дорогостоящими. В другом случае, для безопасного проведения испытаний баков на жидком водороде, потребовалось бы создание и строительство крупной и дорогостоящей "водородной базы", обеспечивающей высокий уровень пожаровзрывобезопасности при возникновении нештатной ситуации.

В качестве альтернативных способов испытаний баков для жидкого водорода предлагаются два способа:

- использовать гелий в качестве хладагента и рабочий цикл криогенной гелиевой системы (КГС);
- применять жидкий водород в специальном криостате.

В тоже время каждый способ и стенд из широкого спектра

требований должен отвечать следующим условиям:

- иметь сверхвысокий уровень безопасности и надёжности;
- укомплектован высокопрофессиональным штатом;
- иметь высокую степень автоматизации рабочих режимов;
- минимальные временные и стоимостные затраты на всех этапах от разработки документации до ввода в эксплуатацию;
- небольшие эксплуатационные затраты;
- патентозащищённость технических решений.

ЦНИИмаш в качестве замены испытаний баков на жидком водороде предложил создать стенд для проведения перспективных средств выведения на базе КГС и выполнил термодинамические расчёты целесообразности данного способа для водородного бака, выполненного из алюминиевого сплава объёмом 100 м^3 , состоящего из цилиндрической обечайки диаметром $3,8 \text{ м}$ и длиной 8 м и двух сферических днищ, радиус кривизны которых составляет 3 м , а масса бака - 1200 кг .

Водородные баки таких размерностей характерны для ряда эксплуатируемых в настоящее время РКН, таких, как семейство Delta IV (США), H-24 и H-2В (Япония) и др. При этом указанный бак задаёт размерность будущего стенда для криогенно-прочностных испытаний водородных баков, которые проектируются с учётом рабочего давления не менее 5 атм .

В результате оценочных расчётов холодопроизводительность такой КГС с учётом $25\text{...}30\%$ -процентного запаса должна составлять $8\text{...}10 \text{ кВт}$ на уровне 20 К .

На рис. 1 дана структурная схема КГС холодопроизводительностью 10 кВт на уровне 20 К для проведения прочностных испытаний водородного бака объёмом 100 м^3 .

В состав КГС входит:

- винтовой компрессорный агрегат 1 (ВКА) для сжатия гелия до $2,5 \text{ МПа}$, производительностью 1600 кг/ч и потребляемой мощностью порядка $1400\text{...}1600 \text{ кВт}$;

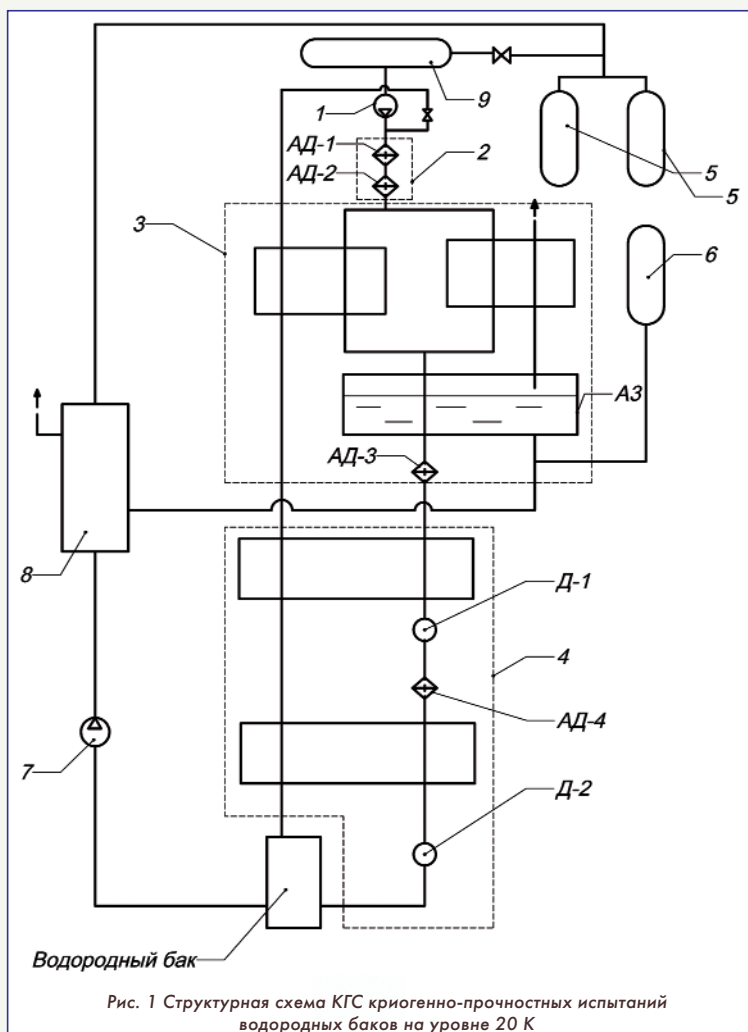


Рис. 1 Структурная схема КГС криогенно-прочностных испытаний водородных баков на уровне 20 К

- блок 2 масла и влагоочистки гелия после компрессорного агрегата 1, выполненный в виде угольного адсорбера АД-1 и цеолитового адсорбера АД-2;

- блок 3 предварительного азотного охлаждения сжатого гелия от 300 К до 80 К , выполненный в виде двух теплообменников Т-1 и Т-2, азотной ванны (АЗ) и угольного адсорбера АД-3 для очистки гелия от примесей азота и частично водорода;

- рефрижератор 4, включающего два теплообменника Т-3, Т-4, адсорбер АД-4 для очистки гелия от неона и водорода на температурном уровне $25\text{...}35 \text{ К}$ и два последовательно установленных турбодетандера Д-1 и Д-2, обеспечивающих понижения температуры гелия от 80 К до $18\text{...}20 \text{ К}$;

- хранилище 5 газообразного гелия осуществляется в объёме $10\ 000\text{...}12\ 000 \text{ нм}^3$ в ресиверах $V = 60 \text{ м}^3$ при давлении $2,5 \text{ МПа}$;

- хранилище 6 жидкого азота в ёмкости объёмом 60 м^3 и давлением $0,5 \text{ МПа}$.

В состав технологического оборудования КГС входят также система очистки воздушно-гелиевой смеси с выделением чистого гелия при замене атмосферы в водородном баке, включающая поршневой гелиевый компрессор 7 и блок 8 низкотемпературной очистки гелия, который содержит адсорбер от влаги, рекуперативный теплообменник и дефлегматор (на схеме не показаны).

Кроме того, в состав КГС (на схеме не показано) входят:

- система контроля нижнего уровня и АСУП;
- система регенерации адсорберов;
- система газового анализа;
- система вакуумирования.

Подпитка гелием в процессе захлаживания водородного бака и повышения давления в нём до рабочего значения 5 атм осуществляется из ресиверов хранилища 5 в ресивер 9, установленный на всасе ВКА 1.

Работа КГС происходит по классическому циклу с предварительным азотным охлаждением и адиабатном расширении гелия в двух последовательных турбодетандерах. Гелий поступает в двухступенчатый винтовой компрессорный агрегат (ВКА) 1 из ресивера 9. После компрессорного агрегата 1 гелий с давлением $2,5 \text{ МПа}$ и расходом порядка 1600 кг/ч проходит очистку от масла и влаги в блоке 2 в адсорберах АД-1 и АД-2, после чего понижает температуру от 300 К до 80 К в блоке 3 предварительного охлаждения, пройдя теплообменники Т-1, Т-2, азотную ванну (АЗ), которая подпитывается жидким азотом с расходом порядка $500\text{...}600 \text{ кг/ч}$ из ёмкости объёмом 60 м^3 хранилища 6. После азотной ванны на уровне 80 К в адсорбере АД-3 происходит очистка гелия от азота и частично водорода. Далее гелий после теплообменника Т-3 расширяется в турбодетандере Д-1, где понижается его давление до $0,8 \text{ МПа}$, а температура - до $28\text{...}30 \text{ К}$, при которой в адсорбере АД-4 происходит его очистка от неона и водорода. После теплообменника Т-4 поток гелия расширяется в турбодетандере Д-2, где его температура понижается до $18\text{...}20 \text{ К}$, а давление - до давления обратного потока гелия, который последовательно проходит испытуемый водородный бак, рекуперативные теплообменники Т-4, Т-3, Т-1 и с температурой $280\text{...}290 \text{ К}$ возвращается на всас ВКА 1 через ресивер 9. После захлаживания бака до температуры $20\text{...}22 \text{ К}$, имитирующей эксплуатационную температуру бака, производят плавное повышение давления в баке до расчётного давления 5 атм . путём подачи гелия из хранилища 5 в обратный поток через ресивер 9. Количество гелия для заполнения водородного бака объёмом 100 м^3 до давления 5 атм и температуре 20 К требуется порядка 7000 нм^3 , что составляет $60\text{...}70\%$ от запаса гелия, находящегося в хранилище 5. После окончания цикла криогенно-прочностных испытаний водородного бака гелий постепенно возвращается из бака с помощью ВКА 1 или поршневого компрессора 7 в хранилище 5. В том случае, если в процессе криогенно-прочностных испытаний водородного бака произойдет его разрушение, то это приведёт к потере 7000 нм^3 дорого по стоимости гелия, кроме того требует необходимости разработки и создания специальных систем и средств безопасности из-за замены гидравлических испыта-

ний водородного бака объёмом 100 м³ на пневматические, не говоря о существенных дополнительных капитальных затратах.

Другим не менее важным недостатком, как отмечают сами специалисты ЦНИИмаш, является то, что таким способом можно имитировать температуру жидкого водорода, при этом, к сожалению, не учитывается воздействие самого жидкого водорода на свойства материала бака и его сварных швов. Кроме того, этот способ требует создание КГС на базе высокоэффективных винтовых компрессорных агрегатов (ВКА) и высокоэффективных и надёжных турбодетандеров, сложных систем очистки гелия от масла и низкотемпературных примесей, систем регенерации и вакуумирования, создания многофункциональной системы контроля и управления, а также, как показал опыт эксплуатации подобных КГС в ИАЭ им. И.В. Курчатова (НИЦ Курчатовский институт) и в ИВТАН, длительный период ввода в эксплуатацию и подготовку и обучение высококвалифицированных кадров для эксплуатации.

Разработка и создание стеновой КГС холодопроизводительностью 8...10 кВт на уровне 20 К для проведения криогенно-прочностных испытаний водородных баков - как существующих баков объёмом 75...100 м³, так и перспективных сравнима по техническим параметрам и масштабу капитальных и эксплуатационных затрат с уникальными гелиевым и системам криогенного обеспечения (СКО): "ТОКАМАК-7", "ТОКАМАК-15", "МГДЭС-100", "МГДЭС-500", "СИМС" (стенд испытания сверхпроводящих магнитов), разработанных и прошедших эксплуатационные испытания в ИАЭ им. И.В. Курчатова и в ИВТАН.

Принимая во внимание огромный накопленный опыт по разработке рабочей документации, изготовлению, монтажу, пуско-наладочным работами и эксплуатации указанных СКО, можно сделать технико-экономическую оценку предлагаемой ЦНИИмаш КГУ для проведения криогенно-прочностных испытаний водородных баков. Результаты выполненного анализа приведены в таблице 1.

На рис. 2 дана структурная схема стенда испытаний водородного бака, в котором реализован способ, предложенный в патенте № 2756169, позволяющий проводить прочностные испытания баков, заполненных жидким водородом.

В состав стенда входит: криостат 1, выполненный с экранно-вакуумной изоляцией, внутри которого монтируется водородный бак 2, например, объёмом 100 м³ щит арматурный ³, подключённый:

- к водородной ёмкости 4, обеспечивающей предварительное захлаживание криостата 1 и бака 2 от 300 К до 20 К;
- к криогенному насосу 5, с помощью которого производится заполнение бака 2 жидким водородом из хранилища 6 и возврат его в хранилище после окончания испытаний бака 2 на прочность;
- к вакуумному насосу 7, предназначенному для замены воздуха в криостате 1 и баке 2 на водород и обратную замену.

В состав стенда входит пульт контроля и управления (на рис. 2 не показан).

Такой состав стенда обеспечивает полностью безопасный цикл гидравлических прочностных испытаний бака 2 на жидком водороде по следующему технологическому алгоритму - после первоначального соединения объёмов бака 2 и криостата 1 путём открытия клапана В в арматурном щите 3 вакуумируют общий объём с помощью вакуумного насоса 7 и проводят замену воздуха на газообразный водород, захлаживание жидким водородом бака 2 и внутреннего сосуда криостата 1 от 300 К до 20...22 К от водородной ёмкости 4, заполнение жидким водородом бака 2 из хранилища 6 криогенным насосом 5, проведение испытания на прочность путём разъединения объёмов бака 2 и криостата 1 закрытием клапана В, повышение давления в баке 2 до расчётного значения от водородной ёмкости 4 и выдерживание давления заданное время, при этом если испытание на прочность прошло без разрушения водородного бака 2, то удаляют жидкий водород из бака 2 в хранилище 6 криогенным насосом 5, открывают клапан В и соединяют объём бака 2 с внутренним объёмом криостата 1, выполняют отогрев бака 2 и внутреннего сосуда криостата 1 от 20...22 К до 280...290 К газообразным во-

дором от водородной ёмкости 4, вакуумируют общий объём с помощью вакуумного насоса 7 и заменяют газообразный водород на воздух, а после заполнения воздухом объёмов бака 2 и криостата 1 бак 2 демонтируют из криостата 1, если же в процессе повышения давления до расчётного значения в баке 2, заполненном жидким водородом, произойдёт его разрушение, то удаляют криогенным насосом 5 жидкий водород из бака 2 и криостата 1 в хранилище 6, открытием клапана В соединяют объём бака 2 с внутренним объёмом криостата 1, выполняют отогрев бака 2 и внутреннего сосуда криостата 1 от 20...22 К до 280...290 К газообразным водородом от водородной ёмкости 4, вакуумируют общий объём с помощью вакуумного насоса 7 и заменяют газообразный водород на воздух, а после заполнения воздухом объёмов бака 2 и криостата 1 бак 2 демонтируют из криостата 1. Полное описание предложенного способа дано в патенте № 2756169.

Особенно необходимо обратить внимание на то, что при разработке конструкции криостата в качестве прототипа может быть взят Универсальный испытательный криостат (УИК), созданный для испытаний блоков сверхпроводящей магнитной системы (СМС) тер-

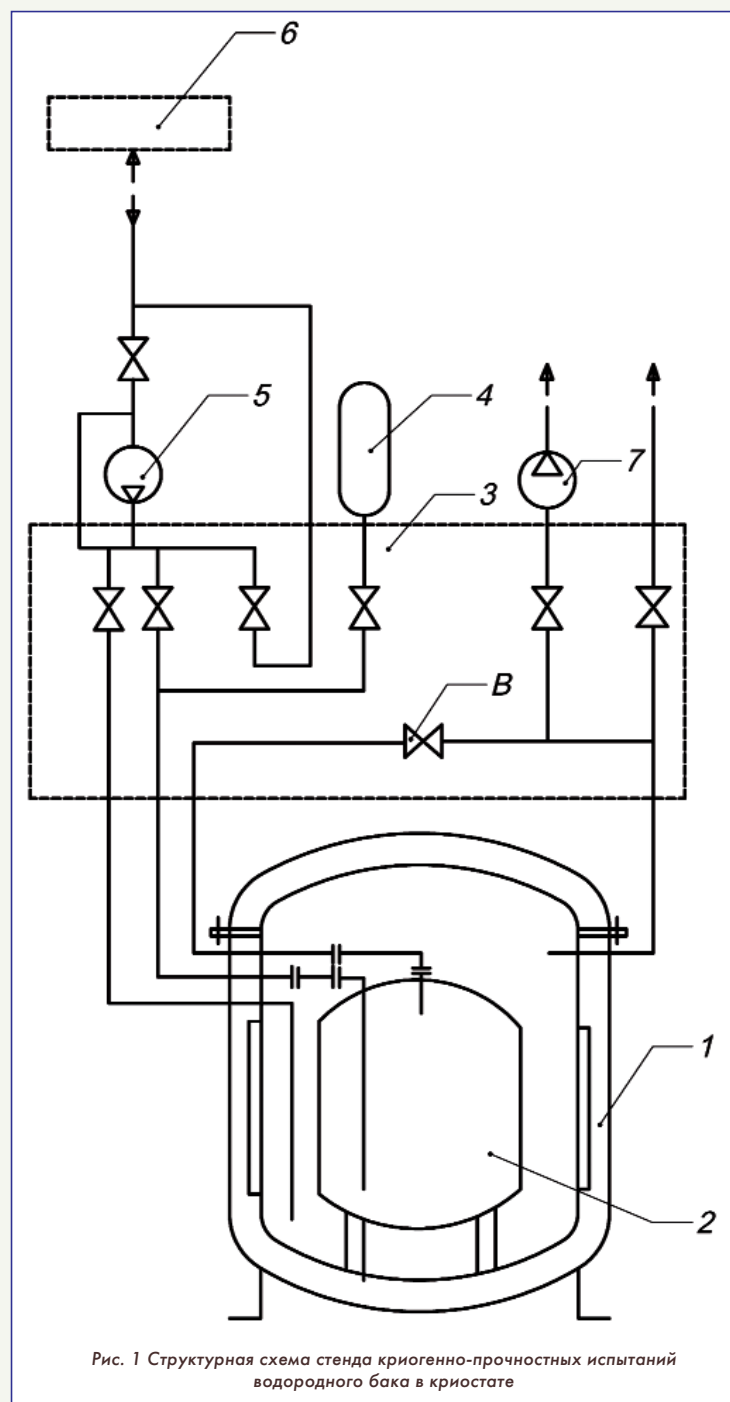



Рис. 1 Структурная схема стенда криогенно-прочностных испытаний водородного бака в криостате

моядерной установки "ТОКАМАК-15" в ИАЭ им. И.В. Курчатова. УИК представляет вакуумную камеру с рабочим объёмом 90 м³ диаметром рабочей зоны 4 м и высотой 5,7 м. УИК состоит из трёх секций, имеющих экранно-вакуумную изоляцию. (см. А.М. Архаров и др. "Криогенные системы", рис. 4.47). Кроме того, опыт создания и эксплуатации УИК позволяет провести оценку капитальных и эксплуатационных затрат на всех этапах создания предлагаемого стенда испытаний водородного бака и сравнить их с показателями стенда испытаний водородного бака, выполненного на базе криогенной гелиевой системы (Таб. 1).

Выполненный анализ показал, что способ и стенд криогенно-прочностных испытаний водородных баков в криостате (по патенту № 2756169) существенно упрощает технологию испытаний, делает их безопасными и высоконадёжными, а кроме того на порядок снижаются капитальные и эксплуатационные затраты, особенно в том случае, если стенд создавать на стартовых криогенных заправочных комплексах ракетно-космической техники или на заводах по производству многотоннажного водорода, где уже имеется высококвалифицированный персонал, подготовленный к такой работе.

Особенно важно подчеркнуть, что такой стенд можно создать в течение 2 - 2,5 лет, что обеспечит проведение испытаний на прочность баков жидкого водорода перспективных средств выведения уже в 2025 - 2028 гг. 

Перечень источников:

1. Юраниев О.А. Исследование различных способов захолаживания криогенных топливных баков ракетно-космической техники // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, Серия "Машиностроение". 2018. № 3. С. 50 - 57.

2. Васюкова Д.А. и др. Использование криогенной гелиевой системы для имитации эксплуатационных температур при испытаниях на прочность баков жидкого водорода перспективных средств выведения // Космонавтика и ракетостроение. 2012. № 2 (67). С. 179 - 186.

3. Колозезный А.Э. Основы концепции развития экспериментальных технологий обеспечения температурной прочности "криогенных" топливных баков перспективных и конкурентоспособных средств выведения // Космонавтика и ракетостроение. 2012. № 2 (67). С. 62 - 69.

4. Патенты № 2730129, № 2756169.

Таблица 1

Наименование этапа работ	Срок этапа, месяцы		Стоимость этапа, млрд руб.	
	КГУ	УИК	КГУ	УИК
Разработка рабочей документации	8 - 12	3 - 4	0,1 - 0,12	0,01 - 0,015
Изготовление технологического оборудования и системы контроля и управления	12 - 18	6 - 8	2 - 3	0,35 - 0,5
Монтаж оборудования	6 - 10	2 - 3	0,6 - 0,8	0,05 - 0,07
Выполнение пуско-наладочных работ	5 - 8	1 - 2	0,5 - 0,6	0,01 - 0,02
Общее время и затраты до ввода в эксплуатацию	31 - 48	12 - 17	3,2 - 4,62	0,42 - 0,675
Количество квалифицированного персонала в смену, человек	8 - 9	2 - 3	-	-
Годовые эксплуатационные затраты с учётом затрат на электроэнергию и жидкий азот	-	-	0,8 - 0,12	0,12 - 0,015

ИНФОРМАЦИЯ. Водород для водородных двигателей

В последнее время вновь вырос интерес к водороду. И это в первую очередь обусловлено тем, что он является экологически чистым безуглеродным топливом. При его сгорании образуется только пар. Именно это обуславливает интенсивную разработку водородных двигателей для автомобилей, поездов, самолетов, ракет и выработки электроэнергии.

Так, в Китае первый серийный автомобиль с водородным двигателем сошёл с конвейера в 2019 году. Там же создан поезд, перевозящий 1502 пассажиров со скоростью 160 км/ч на 600 км на одной заправке водородом.

Компания Alstom построила поезд с водородными топливными элементами, который перевозит пассажиров с 2018 г. в Нижней Саксонии.

В авиации первый в мире полёт самолёта с водородным двигателем состоялся в СССР 15 апреля 1988 г. Сейчас водородный двигатель для самолёта разрабатывает компания Rolls-Royce. На первом этапе был

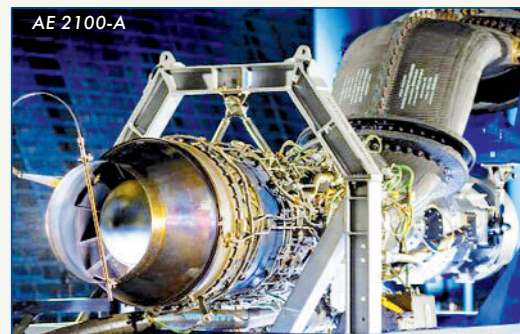
модернизирован двигатель АЕ 2100-А с самолёта Saab 2000.

Вопрос, а где взять водород, причём "зелёный"? Разлагать воду электричеством дорого, а ещё для этого и сжигать уголь - бессмысленно. Но тут человечеству на помощь, похоже, приходит сама природа. Так, в 1987 г. в малайской деревне Буракебугу при бурении скважины на воду с глубины 108 м пошёл газ, состоящий на 98 % из водорода. Ещё раньше, в 1921 году на острове Кенгуру возле Австралии из скважины выходил газ, состоящий на 80 % из водорода.


Следует отметить, что первое сообщение о существовании водорода в недрах Земли сделал Дмитрий Менделеев в 1888 г., сообщив о его просачивании из трещин в угольных шахтах на Украине. Были сообщения о наличии водорода и от советских геологов.

В общей сложности по всему миру уже зафиксированы сотни водородных просачиваний. Водород, реагируя с кислородом в горных породах, образует воду, а соединяясь с углекислым газом - метан. Раньше водород не находили просто потому, что его не искали.

Считалось, что под землей вряд ли находится много чистого водорода, поскольку он поглощается микробами и разрушается в ходе геохимических процес-



сов. Сейчас появилось предположение, что водород вырабатывается при реакции минералов с высоким содержанием железа с водой. Целенаправленный поиск водорода привёл к неожиданному результату: открываются месторождения природного водорода в разных частях планеты. Так, в феврале исследователи сообщили об обнаружении источника водорода с дебитом более 200 т в год на хромитовом руднике "Булькиза" в Албании, а разведочную скважину в Небраске американская компания Natural Hydrogen Energy предполагает через несколько лет перевести на промышленную добычу этого газа.

Геологи считают, что залежи водорода могут изменить энергетическую карту мира и сыграть ключевую роль в борьбе с изменением климата. По данным Геологической службы США (U.S. Geological Survey) мировые запасы водорода в подземных источниках могут обеспечить мир энергией на сотни лет. 



СУДОВОЙ ГАЗОПОРШНЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬ, ИСПОЛЬЗУЮЩИЙ ДЕТОНАЦИОННЫЙ ТОПЛИВНЫЙ ЦИКЛ



Юрий Сергеевич Подзирей,
старший научный сотрудник Института ядерных исследований

Представлена конструкция поршневого двигателя на основе реечно-шестеренчатого механизма с электромагнитным управлением. Двигатель воздушного охлаждения располагается в ресивере сжатого воздуха, который используется также для наддува цилиндров. Необходимые условия для детонационного горения метановоздушной смеси создаются разрывом кинематической связи поршень-маховик, фиксацией заданного объема камеры сгорания на заданный промежуток времени и последующим восстановлением связи. Инициация процесса детонационного горения обеспечивается трехлучевой лазерной свечой. Благодаря возможности гидравлического регулирования положения мертвой точки, согласованного изменения объема камер сгорания, подачи сжатого воздуха и метана оценена возможность раздельного изменения мощности и оборотов двигателя. Предусматривается многопозиционный вывод крутящего момента на гребной вал проходящий через ресивер. Оценена размерность и мощность двигателя необходимые для расширения навигационного окна плавания танкера газовоза по Северному морскому пути.

A hypothetical design of a piston engine based on a rack-and-pinion mechanism using detonation combustion of a methane-air mixture is presented. Gorenje The air-cooled engine is located in a compressed air receiver, which is also used for cylinder pressurization. The necessary conditions for detonation combustion are created by breaking the kinematic piston-flywheel connection, fixing a given volume of the combustion chamber for a given period of time and then restoring the connection. Gorenje The initiation of the detonation combustion process is provided by a three-beam laser candle. Due to the possibility of hydraulic control of the dead center position, coordinated changes in the volume of the combustion chambers, compressed air and methane supply, the possibility of separate changes in engine power and rpm is estimated. A multi-position output of torque to the propeller shaft passing through the receiver is provided. The dimensionality and engine power required to expand the navigation window of a gas tanker sailing along the Northern Sea Route are estimated.

Ключевые слова: газопоршневой двигатель, детонационное горение, реечно шестереночный механизм, кольцевой магнит, многослойная керамика.

Keywords: gas piston engine, detonation gorenje, rack and pinion mechanism, ring magnet, multilayer ceramics.

Введение

Российские дизелестроительные заводы производят судовые двигатели в узком мощностном диапазоне. В части экологии и ресурса они не отвечают современным требованиям [1]. Полный переход на газовое топливо отечественных судовых двигателей позволит установить новые экологические уровни на которые вынуждены будут равняться остальные производители. Применение сжиженного или сжатого газа без запальной порции дизеля снизит отрицательное влияние судоходства на экологию. Улучшить иные показатели возможно путём радикального пересмотра существующих конструкций судовых силовых установок на основе как известных, но не используемых, так и последних достижений фундаментальной науки в области трибологии, материаловедения, лазерной техники и систем управления. Более дешевое газовое топливо с большей теплотворной способностью, существенно (на 15...20 %) снизит стоимость транспортных услуг.

Сегодня в море ходит несколько десятков танкеров-газовозов, использующих газ как основной вид топлива. Однако их газопоршневой двигатель, несмотря на идентичный с дизелем внешний вид и механику работы, имеет принципиальные отличия в процессах, делающих его технологически сложнее. Сложности возникают из-за попыток подавить процесс детонационного горения (ДГ) отслеживая его на ранних стадиях. В авиационном двигателестроении, напротив, применение ДГ реально используется и отк-

рывает несколько перспективных направлений в развитии летательных аппаратов [2, 3]. Топливная смесь разлагается на компоненты, имеющие взрывной характер горения, а её сжатие происходит в резонансном режиме. Тяга определяется геометрическими параметрами резонатора и не регулируется.

Для судового двигателя мощность на гребном валу необходимо менять непрерывным образом. Единственный образец поршневой техники, который применяет принцип детонации топлива - это строительные машины типа "копр", для которых замкнутость камеры сгорания в процессе детонации поддерживается весом забиваемой сваи. Энергия ДГ также вполне эффективно применяется во всех типах стрелкового и артиллерийского вооружения последние 600 лет и не может плавно управляться по частоте или мощности.

Целью работы является оценка возможной конструкции поршневого двигателя для управляемого по мощности и частоте ДГ топлива и его применение для танкера-газовоза ледового класса.

Детонационный газозвушной топливный цикл

В настоящее время всё большее распространение в качестве моторного топлива ДВС получает газ метан. Обусловлено это его дешевизной и высокой детонационной стойкостью. Однако низкая скорость конвективного сгорания метановоздушных сме-

сей и недостаточная степень сжатия воздуха приводят к снижению мощности и КПД двухтопливных двигателей. Для газозвушной смеси более пригодно детонационное горение (ДГ). Однако детонация в двигателях с КШМ считается крайне нежелательной. Последствиями могут быть потеря мощности, перегрев и поломка деталей. Замена КШМ на реечно-шестеренчатый механизм (РШМ) может создать лучшие условия для осуществления управляемого ДГ в безопасном режиме.

В двигателе с РШМ поршень периодически подключается к рабочему валу. Это обстоятельство, как будет показано ниже, позволит осуществить ДГ в фиксированном объёме. Управление ДГ топлива предполагает детонацию выбранной порции с заданной частотой.

Обычно сгорание топлива для двигателя с КШМ происходит при движении поршня, а полноценный детонационный процесс должен проходить при постоянном объёме, т.е. при его остановке. Для этого кинематическая связь поршень-маховик должна быть разорвана с последующим восстановлением после полного сгорания топлива. Аналогичный процесс осуществляется в современном автоматическом огнестрельном оружии, где полное сгорание заданной порции пороха происходит в замкнутом объёме. Для управления процессом ДГ в поршневом двигателе надо соблюсти следующие условия:

- 1 - поршень в мертвой точке, в течении всего процесса детонации, должен быть неподвижным;
- 2 - возможность движения поршня должна возникнуть после полного сгорания топлива;
- 3 - маховик должен вращаться плавным, непрерывным образом, без необходимости осуществления чередующихся циклов "разгон-торможение";
- 4 - мощность двигателя должна регулироваться согласованным изменением объёма камеры сгорания и количеством инжектируемого газа в мертвой точке;
- 5 - плечо крутящего момента в мертвых точках не должно быть равно нулю;
- 6 - допустимая максимальная мощность двигателя должна определяться прочностью камеры сгорания.

Детонацию газозвушной смеси проще всего осуществить с помощью трехлучевой лазерной свечи, которая может сфокусировать мощный импульс (~100 ГВт/см²) прямо в центр камеры сгорания [4]. Благодаря этому можно ускорить начало детонации, которая в дальнейшем происходит со сверхзвуковой скоростью.

Поршневой двигатель с регулируемым объёмом камеры сгорания

Конструкция двухтопливного длиноходового тепловозного дизеля на основе РШМ с гидравлическим торможением поршня в мертвой точке была предложена в работе [5]. Она может получить дальнейшее развитие для использования природного газового топлива без запальной порции дизеля. Отказ от КШМ в пользу РШМ и электронные системы воздухо- и топливоподдачи позволяют независимым образом регулировать обороты и мощность двигателя путём согласованного изменения объёма камер сгорания, поддачи воздуха и топлива. Аналогичная конструкция с большей размерностью цилиндро-поршневой группы и симметричной нагрузкой на гребной вал может быть использована в корабельном варианте для обеспечения ДГ метанозвушной смеси.

На рис.1 представлена схема такого судового двигателя. Блок цилиндров предлагается выполнить из деформируемого металла в виде четырех труб, закрытых с торцов крышками. Он содержит 32 поршня. Поршни двухстороннего действия, с отдельным выводом крутящего момента через вал, расположенный ортогонально продольной оси. Внутри каждого поршня расположен РШМ с двумя зубчатыми рейками и двумя ведущими шестернями. Они передают крутящий момент на вал в эстафетном режиме с регулируемой электрическим способом задержкой передачи эстафеты. Задержка необходима для зажигания обедненной топливной смеси и её полного ДГ. Далее под термином "цилиндр" бу-



Рис. 1 Принципиальная схема 64-цилиндрового двигателя с прямым приводом для танкера-газовоза ледового класса: 1- двухступенчатый центробежный компрессор; 2 - гребной вал; 3 - маховик; 4 - редуктор; 5 - газовый инжектор; 6 - теплоизолированный ресивер сжатого воздуха; 7 - вал отбора мощности; 8 - блок цилиндров; 9 - зубчатая рейка; 10 - двоянный РШМ; 11 - манжетное уплотнение; 12 - гидромуфта

дем полагать отрезок блока цилиндров от инжектора 5 до соседнего вала отбора мощности 7.

Двигатель работает следующим образом. Вспышка топлива с правой стороны поршня толкает его влево (на рис. 2 направленные движения указано стрелкой).

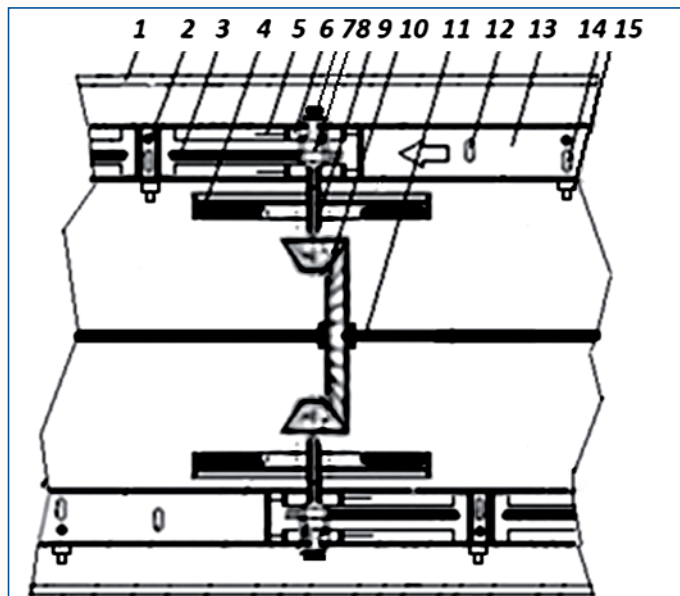


Рис. 2 Схема двигателя с последовательно-оппозитным расположением поршней: 1 - теплоизолированный ресивер сжатого воздуха; 2 - газовый инжектор; 3 - нижняя зубчатая рейка; 4 - маховик; 5 - шток гидравлического тормоза; 6 - блок управления и фиксации мертвой точки; 7 - щёточные контакты; 8 - РШМ; 9 - вал отбора мощности; 10 - редуктор; 11 - гребной вал; 12 - промежуточный клапан; 13 - блок цилиндров; 14 - впускной-выпускной клапан; 15 - лазерная свеча зажигания

Зубчатая рейка 3 через одну из двух ведущих шестерен РШМ, приводит во вращение вал отбора мощности 8 и чрез редуктор 10 гребной вал 11. Другая шестерня в это время вращается в свободном режиме. При приближении поршня к впускно-выпускному клапану 14 он воздействует на шток гидротормоза 5 справа, при этом тормозная жидкость перекачивается налево через два боковых канала 5 (см. рис. 3). Это обеспечивает плавное торможение поршня и его остановку. Место остановки (мертвая точка) определяется объёмом тормозной жидкости.

Электрический сигнал с блока гидравлики через процессор (рис. 3) управляет газовыми инжекторами и впуск-



Рис. 3 Блок-схема электро-гидравлического управления двигателя: 1 - шток гидравлического тормоза; 2 - поршень; 3 - клапан подачи тормозной жидкости; 4 - тормозной цилиндр; 5 - канал прокачки тормозной жидкости; 6 - вал отбора мощности; 7 - блок регулирования положения мертвой точки; 8 - трубопровод; 9 - корпус

ными-выпускными кольцевыми клапанами 2, работой свечи зажигания 3, а также механизмом подключения поршня к верхней зубчатой рейке 10 или нижней. Газовые инжекторы могут быть установлены в впускную систему. Лазеры с активной средой из керамических порошков термоустойчивы [6]. Это позволяет разместить кварцевое окно на внутренней поверхности камеры сгорания и сфокусировать мощный импульс (~100 ГВт/см²) прямо в её центр. Появляется возможность добиться полного сгорания топлива и обеднить топливную смесь. Концентрация вредных веществ в выхлопных газах сильно снижается.

РШМ с электромагнитным управлением

Применяемые обычно в РШМ храповый механизм или обгонная муфта не способны осуществить управляемую по времени задержку поршня в мертвой точке. Предлагается РШМ, основным исполнительным элементом которого являются парные мощные кольцевые электромагниты (рис. 4, 5), которые работают в режиме "соединение" (рис. 4,в) или "отталкивание" (рис. 4,б), а также электронно-распределительное устройство. Поочередное непрерывное переключение всех пар противоположных контактов, расположенных по кольцу и соединённых проводами симметрично, обеспечивает формирование вращающегося непульсирующего магнитного поля с постоянной усредненной силой [6].

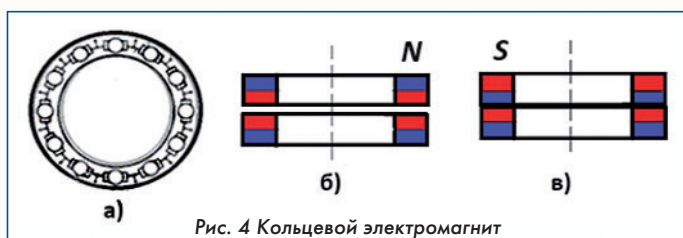


Рис. 4 Кольцевой электромагнит

Питание электромагнитов подается по каналу внутри вала отбора мощности 10 (рис. 5) и через щёточные контакты 7 (рис. 2) и 9 (рис. 5). Упрощенная схема РШМ представлена на рис. 5. Он содержит основные электромагниты 2, которые укреплены по краям двух металлических круглых платформ. Платформы являются частью вала отбора мощности 3. Левая 5 и правая 4 зубчатые рейки закреплены на внутренней поверхности поршня 1. Обе ведущие шестерни находятся в постоянном зацеплении с левой 5 и правой 4 рейками и периодически поочередно подключаются к валу 3 или одновременно отключаются от него и соединяются вместе.



Рис. 5 РШМ с электромагнитным управлением:
 1 - поршень; 2 - магнит сцепления с ведущей шестерней;
 3 - вал отбора мощности; 4 - правая зубчатая рейка;
 5 - левая зубчатая рейка; 6 - магнит остановки поршня;
 7 - ведущая шестерня; 8 - магнит сцепления с ведущей шестерней;
 9 - блок электрических контактов; 10 - канал подвода электропитания

РШМ работает по заданной программе, определяемой условиями режима работы двигателя. Исходное положение: поршень в левой МТ, в камере сгорания сжатый воздух, магниты сцепления 2 на обеих платформах и ведущих шестернях 8 включены в режиме "отталкивание". Магниты 6 остановки поршня включены в режиме "соединение". Поршень остановлен в положении "заклине-но". Вал отбора мощности 3, вместе с маховиком, может свободно вращаться от энергии запасенной от предыдущего такта. В фиксированное пространство камеры сгорания газовым инжектором 2 (рис. 2) подается необходимая порция топлива и импульс лазерной свечи 15 инициирующий ДГ. После полного сгорания топлива магнит 2 (рис. 5) на верхней платформе и 8 на верхней

шестерне переводятся в режим "соединение", а магниты 6 на обеих шестернях в режим "отталкивание". Поршень, под действием продуктов детонации, движется до правой МТ. Во время его торможения генерируется управляющий импульс с блока гидравлики. Питание магнитов 6 переводится в режим "соединение". Поршень останавливается и фиксируется на время, определяемое процессом зажигания и сгорания выбранной порции топлива. Одновременно после остановки поршня в левой МТ в соседнем цилиндре происходит прямоочная продувка и последующее сжатие воздуха. При достижении поршнем правой МТ, ведущие шестерни 7 соединяются снова и цикл повторяется с его другой стороны.

Отличительной особенностью РШМ является отсутствие перекладки поршня относительно поперечной оси. Ударных нагрузок на стенки цилиндра нет. Это допускает покрытие поршня и трубы блока цилиндров "скользящей" керамикой типа AlMgB14 (алюминий-магний-бор) [7, 8]. Этот материал имеет аномально низкий коэффициент трения. Он практически в два раза ниже, чем у смазанной полированной стали. Отсутствие необходимости смазки пары поршень-цилиндр кардинально упрощает всю схему смазки двигателя, повышает чистоту выхлопа, облегчает запуск двигателя и снимает проблему увеличения вязкости масла при экстремально низких температурах.

Танкер газовоз ледового класса

Ледокольные танкеры-газовозы предназначены для перевозки сжиженного природного газа и способны работать в арктических условиях благодаря усиленному ледовому классу Arc7 и ледопроеходимости до 2,1 м (см. фото на заставке). Эти суда имеют значительные масса-габаритные характеристики: длина - 300 м, ширина - 48,8 м, дедвейт - 81 тыс. тонн. Движительная система арктического газовоза состоит из трех винто-рулевых электрических установок типа "Azipod" (рис. 6). Частая смена режима движения в условиях мощных ледовых полей или торосов требует обязательного наличия электротрансмиссии. Общая мощность силовой установки 45 МВт, что сопоставимо с мощностью атомного ледокола типа "Россия" (55 МВт).



Сроки выпуска подобных танкеров синхронизированы с запуском линий сжижения "Арктик СПГ-2" (по 6,6 млн тонн каждая) - это конец 2023, 2024 и 2026 гг. Стандартные для этого типа судов двухтопливные дизель-генераторы типа Wartsila-Sulzer RT-flex96C (масса коленчатого вала ~300 т, высота двигателя 13,4 м, длина - 27 м, сухая масса - 2300 т) в России не производятся и в ближайшие 10-12 лет, по мнению специалистов, производиться не будут.

Регулирование мощности двигателя изменением объема камеры сгорания исключает применение электротрансмиссии. Для диаметра (D) поршня 32 см и расстоянии между соседними валами отбора мощности 2240 мм ход поршня S/D на сжатие воздуха может быть 4/1 и на расширение рабочего газа 7/1. Именно такой ход на расширение был в двигателе Отто и Лангена (1877 г.). Объем цилиндра 90 л, объем одного модуля силовой установки 90 x 64 = 5760 л. В случае литровой мощности 7,5 л.с. - 31 МВт. Поршни могут быть выполнены из ковкого чугуна. Они прочны и износостойки. Увеличенная масса (~32 кг) и инерционность поз-

воляют уменьшить пиковую нагрузку на РШМ. Благодаря небольшому коэффициенту линейного расширения чугунные поршни могут работать с относительно малыми зазорами, обеспечивая, вместе с бочкообразными кольцами хорошее уплотнение цилиндра. Размещение труб блока цилиндров внутри ресивера сжатого воздуха с давлением порядка 0,5...0,6 МПа, позволяет охладить блок цилиндров без использования закрытой системы охлаждения и осуществить наддув нагретым воздухом. Сверхдлинный ход поршня снижает температуру выхлопных газов, что устраняет необходимость использования судового утилизационного котла или термогенератора, снижает видимость корабля в инфракрасном диапазоне. Суммарной мощности для двух модулей (двух гребных винтов) 62 МВт достаточно для круглогодичной навигации по Северному пути.

Простая конфигурация блока цилиндров, ресивера и большинства деталей двигателя легко приспособляются к конвейерному производству и не требуют специального станочного оборудования. Отсутствие коленчатого и распределительного вала, шатунов и блока цилиндров в виде отливки существенно сокращает массу двигателя. Вывод крутящего момента на винт через гидромуфту 12 (рис. 1) обеспечивает КПД трансмиссии ~ 97 %, вместо 85 % для электрической трансмиссии. После выключения двигателя, остановка поршней в среднем положении обеспечивает облегченный запуск двигателя с использованием цикла Ленуара [9].

Выводы

1. Электромагнитное управление двоянным реечно-шестерённым механизмом (РШМ) позволяет осуществить регулируемую по времени задержку поршня в мертвой точке и провести детонацию метановоздушной смеси в камере сгорания с заданной частотой и энергией.

2. Использование двоянного РШМ и электромеханическое управление клапанами и инжекторами позволяют увеличить эффективность двигателя благодаря разности хода поршня на сжатие и выпуск.

3. Изменение объёма камеры сгорания двигателя путём гидравлического регулирования положения мертвой точки обеспечивает раздельное управление мощностью и оборотами двигателя. Это позволяет заменить электротрансмиссию судна ледокольного класса на более простую гидромеханическую.

4. Отсутствие перекадки поршня в поперечном направлении для РШМ допускает использование многослойного керамического покрытия стенки цилиндра и поршня, что исключает необходимость применения моторного масла. □

Список источников

1. В.С. Никитин, В.Н. Половинкин, В.В. Барановский. Отечественные корабельные дизельные энергетические установки // Атомная стратегия 01/06/2017. <http://www.proatom.ru/modules.php?name=News&file=article&sid=7503>

2. Челомей В.Н., Кудрин О.И., Квасников А.В. Научные открытия в области газогидродинамики. "Явление аномально высокого прироста тяги в газовом эжекционном процессе с пульсирующей активной струей". № 314 <https://ross-nauka.narod.ru/06/06-314.html>

3. Подзирей Ю.С. Летающий кран для строительного-монтажных работ // Русский инженер. 2021. № 2 (71). С. 41 - 44 <http://www.russianengineer.ru/pdf.php>

4. Г.И. Шаронов, С.М. Францев. Воспламенение топливной смеси "Метан+воздух" лазерным оптическим разрядом // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. 2014. № 4. С. 187-190 <https://cyberleninka.ru/article/view/vosplamnenie-topli...>

5. Подзирей Ю.С. Магистральный газотепловоз для неэлектрифицированных участков БАМа и Северного широтного хода // Транспорт на альтернативном топливе. 2023. № 4 (94). С. 67 - 77 <https://ngvrus.ru/news/2023/08/15/transport-na-alternativnom-toplive-n-4-94-2023-god.html>

6. Гродецкий Ю.Л. Патент RU 2676668 C1 H01F 7/06 Кольцевой электромагнит Дата публикации: 10.01.2019

7. Zhukov I.A., Nikitin P.Yu., Vorozhtsov A.B., Perevislov S.N., Sokolov S.D., Ziatdinov M.H. The use of intermetallic AlxMgy powder to obtain AlMgB14-based materials // Materials Today Communication V 22, March 2020, 100848. <https://www.researchgate.net>

8. Панин В.Е., Сергеев В.П., Моисеев Д.Д., Почивалов Ю.И. Научные основы формирования теплозащитных многослойных и износостойких покрытий системы Si-Al N/Zr-Y-O // Физическая мезомеханика. 2011. № 14. С. 5-14. <http://www.issp.ac.ru/ebooks/conf/Poryadok>.

9. Рыбаков А.П. Возвращаясь к циклу Ленуара // Автомобильная промышленность. 2001. № 6. С. 20-21 https://www.booksite.ru/promych/2001/2001_6.pdf

ИНФОРМАЦИЯ. Сверхзвук для пассажиров

Даже прекращение эксплуатации сверхзвуковых пассажирских самолётов (СПС) Ту-144 и Concorde не остановила попыток создания таких самолётов. В конце прошлого века в КБ Сухого был разработан проект самолёта С-21, а его модель продемонстрирована на авиасалоне в Ле-Бурже. Но проект так и остался проектом, а создание такого самолёта так и не нашло места в планах развития российской авиации.



Тем не менее над проектами СПС в США продолжают работать несколько частных компаний. В результате 22 марта 2024 г. на аэродроме Мохаве (Калифорния) состоялся первый полет Boom XB-1 - прототипа будущего сверхзвукового коммерческого самолета компании Overture.

На Boom XB-1 установлены три двигателя GE J85-15, развивающими тягу 5580 кгс. Длина самолёта 19 м, размах крыльев - 6 м.

Первый полет продолжительностью 20 мин. осуществлялся по замкнутой кольцевой траектории в районе аэродрома на высоте 2170 м и скорости 440 км/ч.

В дальнейшем разработчики оснастят XB-1 системой дополненной реальности, корпусом и воздухозаборниками из углеродного композита. Планируется провести еще несколько дозвуковых полетов на разных скоростях и высотах. После этого начнется подготовка к второму этапу испытаний, на которых XB-1 должен преодолеть звуковой барьер. Его будут проверять на скоростях до $M = 2,2$ во всем расчетном диапазоне высот.

Работа над XB-1 поможет компании Overture в разработке 80-местного сверхзвукового реактивного лайнера, скорость которого будет составлять 2030 км/ч.

А вот здесь уже много вопросов. Один из них - зачем так много пассажиров? Ещё в

КБ Сухого подсчитали экономический эффект от внедрения СПС и пришли к выводу, что конкурировать с более экономичными дозвуковыми лайнерами в сегменте массовых перевозок невозможно. Количество пассажиров, готовых переплатить за сверхзвук, невелико и определяется, в основном, представителями крупного бизнеса и высшими чиновниками. Это определило концепцию самолёта, как предназначенного для перевозки 8-10 пассажиров на дальность 7...10 тыс. км. По оценке экспертов максимально необходимо не более 150 таких бизнес СПС. □



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

12+

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

АНАЛИЗ ЧЛЕНОВ УРАВНЕНИЯ ДИСПЕРСИИ ВИХРЯ

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 настоящей статье изложены новые материалы анализа членов в уравнении дисперсии вихря. С привлечением тензорной алгебры было установлено, что конвективный член данного уравнения и первый член справа как таковые физически не присутствуют. Для несжимаемых жидкостей уравнение дисперсии резко упрощается и превращается в классическое уравнение математической физики – векторное уравнение Пуассона.

This article presents new materials for the analysis of terms in the vortex dispersion equation. Using tensor algebra, it was found that the convective term of this equation and the first term on the right as such are not physically present. For incompressible liquids, the dispersion equation is drastically simplified and turns into a classical equation of mathematical physics – the vector Poisson equation.

Ключевые слова: турбулентность, дисперсия вихря, конвективный член, векторное уравнение Пуассона.

Keywords: turbulence, vortex dispersion, convective term, vector Poisson equation.

Уравнение дисперсии вихря [1, 2, 3] является основным при анализе динамики вихревых течений, а значит и турбулентных течений жидкости и газа. Традиционная запись его в виде векторного дифференциального уравнения в частных производных второго порядка содержит субстанциональную производную относительно ротора скорости, лапласиан и градиент скорости в правой части:

$$\frac{d\vec{\omega}}{dt} = \vec{\omega} \operatorname{grad} \vec{V} + \nu \Delta \vec{\omega},$$

где $\vec{\omega} = \operatorname{rot} \vec{V}$ – завихренность и $\operatorname{div} \vec{V} = 0$.

В этом уравнении присутствует весьма любопытный член с градиентом, который требует своего физического объяснения. По-видимому, впервые он был объяснён в книге Дж. Бетчелора [2], на примере анализа линий тока.

Второй член с градиентом в этом уравнении появляется при раскрытии субстанциональной производной. Этот член так же необходимо тщательно проанализировать на предмет его физического смысла.

И в том, и в другом случае нетривиальность такой постановки диктуется тем нюансом, что градиент от вектора становится тензором, операции преобразования которого требуют специальных подходов с применением тензорного анализа к данному уравнению. В отличие от оператора ротор взятого от градиента в результате действия получается вектор, который, как легко доказать, равен нулю. В предыдущем же случае ($\operatorname{grad} \operatorname{rot} V$) это совсем не очевидно, и требует доказательства. И хотя интуитивно чувствуется, что это возможно будет именно так, необходимо с помощью весьма непростых выкладок доказать это. Далее проведем исследование каждого из названных членов, содержащих градиент.

Принципиальным моментом в исследуемом уравнении является то, относительно какого аргумента берется ротор. Если это скорость V , что является традиционным рассмотрением, то сама величина ротор является условной математической функцией, а точнее абстрактной, так как в общем случае не понятно, что это за функция скорость. Экспериментально измерить её нельзя. Она нематериальна. Можно измерить в опыте только среднюю скорость, оперируя понятием расход. А вот величина $\vec{j} = \rho \vec{V}$ – импульс уже величина материальная и измеряется с помощью известных экспериментальных средств. Именно относительно импульса правильно записывать уравнение сохранения и в первую очередь сохранения движения. Такое уравнение в векторной форме было получено в работе [4]. В дальнейшем это уравнение будет использоваться для анализа.

Анализ членов уравнения дисперсии вихря

Начнем анализ с первого члена справа $\vec{\omega} \operatorname{grad} V$, для этого запишем ротор в векторной форме:

$$\operatorname{rot} \vec{V} = \left(\frac{\partial V_z}{\partial y} - \frac{\partial V_y}{\partial z} \right) i + \left(\frac{\partial V_x}{\partial z} - \frac{\partial V_z}{\partial x} \right) j + \left(\frac{\partial V_y}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial y} \right) k = \begin{pmatrix} \frac{\partial V_z}{\partial y} - \frac{\partial V_y}{\partial z} \\ \frac{\partial V_x}{\partial z} - \frac{\partial V_z}{\partial x} \\ \frac{\partial V_y}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial y} \end{pmatrix}$$

Известно, что градиент вектора может быть вычислен через диаду:

$$\operatorname{grad} \vec{V} = \nabla \vec{V} = \begin{pmatrix} \frac{\partial V_x}{\partial x} & \frac{\partial V_y}{\partial x} & \frac{\partial V_z}{\partial x} \\ \frac{\partial V_x}{\partial y} & \frac{\partial V_y}{\partial y} & \frac{\partial V_z}{\partial y} \\ \frac{\partial V_x}{\partial z} & \frac{\partial V_y}{\partial z} & \frac{\partial V_z}{\partial z} \end{pmatrix}$$

Анализируемое выражение может быть записано в виде произведения вектора на диаду: 3

$$\operatorname{rot} \vec{V} \cdot \nabla \vec{V} = \begin{pmatrix} \frac{\partial V_z}{\partial y} - \frac{\partial V_y}{\partial z} \\ \frac{\partial V_x}{\partial z} - \frac{\partial V_z}{\partial x} \\ \frac{\partial V_y}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial y} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \frac{\partial V_x}{\partial x} & \frac{\partial V_y}{\partial x} & \frac{\partial V_z}{\partial x} \\ \frac{\partial V_x}{\partial y} & \frac{\partial V_y}{\partial y} & \frac{\partial V_z}{\partial y} \\ \frac{\partial V_x}{\partial z} & \frac{\partial V_y}{\partial z} & \frac{\partial V_z}{\partial z} \end{pmatrix}$$

Заметим, что основной тензор записывается как: 4

$$\Pi = \begin{pmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} \\ P_{21} & P_{22} & P_{23} \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} \end{pmatrix}$$

Традиционно условились [5] понимать под скалярным произведением тензора Π на вектор a слева. Новый вектор a'' обозначается как $a \cdot \Pi$ или в виде проекций: 5

$$\begin{aligned} a_1'' &= a_1 P_{11} + a_2 P_{21} + a_3 P_{31} \\ a_2'' &= a_1 P_{12} + a_2 P_{22} + a_3 P_{32} \\ a_3'' &= a_1 P_{13} + a_2 P_{23} + a_3 P_{33} \end{aligned}$$

Далее подставим в это произведение наши значения: 6

$$\begin{aligned} a_1'' &= \left(\frac{\partial V_z}{\partial y} - \frac{\partial V_y}{\partial z} \right) \frac{\partial V_x}{\partial x} + \left(\frac{\partial V_x}{\partial z} - \frac{\partial V_z}{\partial x} \right) \frac{\partial V_x}{\partial y} + \left(\frac{\partial V_y}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial y} \right) \frac{\partial V_x}{\partial z} \\ a_2'' &= \left(\frac{\partial V_z}{\partial y} - \frac{\partial V_y}{\partial z} \right) \frac{\partial V_y}{\partial x} + \left(\frac{\partial V_x}{\partial z} - \frac{\partial V_z}{\partial x} \right) \frac{\partial V_y}{\partial y} + \left(\frac{\partial V_y}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial y} \right) \frac{\partial V_y}{\partial z} \\ a_3'' &= \left(\frac{\partial V_z}{\partial y} - \frac{\partial V_y}{\partial z} \right) \frac{\partial V_z}{\partial x} + \left(\frac{\partial V_x}{\partial z} - \frac{\partial V_z}{\partial x} \right) \frac{\partial V_z}{\partial y} + \left(\frac{\partial V_y}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial y} \right) \frac{\partial V_z}{\partial z} \end{aligned}$$

Далее перемножаем скобки и в результате приведения подобных членов имеем:

$$a''_1 = \frac{\partial v_z}{\partial y} \frac{\partial v_x}{\partial x} - \frac{\partial v_y}{\partial z} \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_x}{\partial z} \frac{\partial v_x}{\partial y} - \frac{\partial v_z}{\partial x} \frac{\partial v_x}{\partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial x} \frac{\partial v_x}{\partial z} - \frac{\partial v_x}{\partial y} \frac{\partial v_x}{\partial z} = 0;$$

$$a''_2 = \frac{\partial v_z}{\partial y} \frac{\partial v_y}{\partial x} - \frac{\partial v_y}{\partial z} \frac{\partial v_y}{\partial x} + \frac{\partial v_x}{\partial z} \frac{\partial v_y}{\partial y} - \frac{\partial v_z}{\partial x} \frac{\partial v_y}{\partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial x} \frac{\partial v_y}{\partial z} - \frac{\partial v_x}{\partial y} \frac{\partial v_y}{\partial z} = 0;$$

$$a''_3 = \frac{\partial v_z}{\partial y} \frac{\partial v_z}{\partial x} - \frac{\partial v_y}{\partial z} \frac{\partial v_z}{\partial x} + \frac{\partial v_x}{\partial z} \frac{\partial v_z}{\partial y} - \frac{\partial v_z}{\partial x} \frac{\partial v_z}{\partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial x} \frac{\partial v_z}{\partial z} - \frac{\partial v_x}{\partial y} \frac{\partial v_z}{\partial z} = 0.$$

Или в векторной форме $a'' = 0 \cdot i + 0 \cdot j + 0 \cdot k = 0$.

То есть вектор произведения ротора на градиент скорости равен нулю:

$$\vec{\omega} \text{grad} \vec{V} = 0 \text{ или } \text{rot} \vec{V} \cdot \text{grad} \vec{V} = 0.$$

Таким образом, первый член справа от равенства - отсутствует.

Оценка конвективного члена

Раскрывая субстанциональную производную, выделяем конвективный член: $\vec{V} \cdot \text{grad} \text{rot} \vec{V}$ или $\vec{V} \text{grad} \vec{\omega}$. В уравнении, записанном относительно импульса, этот член будет выглядеть как: $\vec{J} = \rho \vec{V}$. Здесь градиент от импульса является тензором и выглядит как:

$$\vec{V} \text{grad} \vec{\Omega} = \vec{V} \text{grad} \text{rot} \vec{J}.$$

Проанализируем этот тензор с применением методов тензорной алгебры [5].

Итак, тензор задан в виде:

$$\Pi = \text{grad} \text{rot} \vec{J} = \text{grad} \vec{\Omega} = \begin{pmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} \\ P_{21} & P_{22} & P_{23} \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} \end{pmatrix},$$

Где $\vec{J} = \rho \vec{V}$, $\vec{\Omega} = \text{rot} \vec{J}$.

Рассмотрим произведение этого тензора второго ранга на вектор: $\Pi \cdot a = b$, при этом если $b = \lambda a$, воспользуемся коллинеарностью векторов a и b и запишем: $\Pi \cdot a = \lambda a$.

Здесь a некий вектор, имеющий проекции a_1, a_2, a_3 , λ - главное значение, а само векторное уравнение равносильно трём уравнениям:

$$P_{11} \cdot a_1 + P_{12} \cdot a_2 + P_{13} \cdot a_3 = \lambda \cdot a_1$$

$$P_{21} \cdot a_1 + P_{22} \cdot a_2 + P_{23} \cdot a_3 = \lambda \cdot a_2$$

$$P_{31} \cdot a_1 + P_{32} \cdot a_2 + P_{33} \cdot a_3 = \lambda \cdot a_3$$

Эта система может иметь решение отличное от нуля, только если её определитель равен нулю:

$$\begin{vmatrix} P_{11} - \lambda & P_{12} & P_{13} \\ P_{21} & P_{22} - \lambda & P_{23} \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} - \lambda \end{vmatrix} = 0$$

Последнее соотношение соответствует кубическому уравнению относительно лямбда. Развернем кубическое уравнение по убывающим степеням лямбда:

$$\lambda^3 - \lambda^2(P_{11} + P_{22} + P_{33}) + \lambda \left(\begin{vmatrix} P_{22} & P_{32} \\ P_{23} & P_{33} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} P_{11} & P_{31} \\ P_{13} & P_{33} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} P_{11} & P_{21} \\ P_{12} & P_{22} \end{vmatrix} \right) - \begin{vmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} \\ P_{21} & P_{22} & P_{23} \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} \end{vmatrix} = 0$$

Поскольку известны соотношения между корнями и коэффициентами уравнения, можно записать:

$$I_1 = P_{11} + P_{22} + P_{33}$$

$$I_2 = \begin{vmatrix} P_{22} & P_{32} \\ P_{23} & P_{33} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} P_{11} & P_{31} \\ P_{13} & P_{33} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} P_{11} & P_{21} \\ P_{12} & P_{22} \end{vmatrix}$$

$$I_3 = \begin{vmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} \\ P_{21} & P_{22} & P_{23} \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} \end{vmatrix}$$

Величины I_1, I_2, I_3 являются инвариантами тензора.

Вычисление инвариантов

Вычислим вначале первый инвариант:

$$I_1 = P_{11} + P_{22} + P_{33}.$$

Учитывая, что тензор записан относительно импульса, получаем:

$$I_1 = \frac{\partial J_x}{\partial x} + \frac{\partial J_y}{\partial y} + \frac{\partial J_z}{\partial z}$$

Очевидно, что первый вариант является дивергенцией импульса $\text{div} j$.

В работах [1, 2, 3] предполагается, что $\text{div} V = 0$, или, что то же самое, $\text{div} j = 0$, и жидкость является несжимаемой.

Далее вычислим второй инвариант, который состоит из суммы определителей:

$$I_2 = \begin{vmatrix} P_{22} & P_{32} \\ P_{23} & P_{33} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} P_{11} & P_{31} \\ P_{13} & P_{33} \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} P_{11} & P_{21} \\ P_{12} & P_{22} \end{vmatrix}$$

В соответствии с записью тензора получаем:

$$I_2 = \frac{\partial J_y}{\partial y} \cdot \frac{\partial J_z}{\partial z} - \frac{\partial J_y}{\partial z} \frac{\partial J_z}{\partial y} + \frac{\partial J_x}{\partial x} \cdot \frac{\partial J_z}{\partial z} - \frac{\partial J_x}{\partial z} \frac{\partial J_z}{\partial x} + \frac{\partial J_x}{\partial x} \cdot \frac{\partial J_y}{\partial y} - \frac{\partial J_x}{\partial y} \frac{\partial J_y}{\partial x} = 0$$

Как видно, второй инвариант также равен нулю.

Вычисление третьего инварианта

Начнем с определения диады, составленной из тензора относительно импульса:

$$\Pi = \text{grad} a = \nabla a$$

$$\nabla \vec{a} = \begin{pmatrix} \frac{\partial a_1}{\partial x} & \frac{\partial a_2}{\partial x} & \frac{\partial a_3}{\partial x} \\ \frac{\partial a_1}{\partial y} & \frac{\partial a_2}{\partial y} & \frac{\partial a_3}{\partial y} \\ \frac{\partial a_1}{\partial z} & \frac{\partial a_2}{\partial z} & \frac{\partial a_3}{\partial z} \end{pmatrix}$$

Далее запишем выражение для ротора относительно j :

$$\text{rot} j = \left(\frac{\partial j_z}{\partial y} - \frac{\partial j_y}{\partial z} \right) i + \left(\frac{\partial j_x}{\partial z} - \frac{\partial j_z}{\partial x} \right) j + \left(\frac{\partial j_y}{\partial x} - \frac{\partial j_x}{\partial y} \right) k$$

и выделим проекции векторов:

$$a_1 = \frac{\partial j_z}{\partial y} - \frac{\partial j_y}{\partial z}$$

$$a_2 = \frac{\partial j_x}{\partial z} - \frac{\partial j_z}{\partial x}$$

$$a_3 = \frac{\partial j_y}{\partial x} - \frac{\partial j_x}{\partial y}$$

Далее подставляем физические значения в диаду:

$$\nabla \vec{a} = \begin{pmatrix} \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial j_z}{\partial y} - \frac{\partial j_y}{\partial z} \right) & \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial j_x}{\partial z} - \frac{\partial j_z}{\partial x} \right) & \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\partial j_y}{\partial x} - \frac{\partial j_x}{\partial y} \right) \\ \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial j_z}{\partial y} - \frac{\partial j_y}{\partial z} \right) & \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial j_x}{\partial z} - \frac{\partial j_z}{\partial x} \right) & \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{\partial j_y}{\partial x} - \frac{\partial j_x}{\partial y} \right) \\ \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\partial j_z}{\partial y} - \frac{\partial j_y}{\partial z} \right) & \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\partial j_x}{\partial z} - \frac{\partial j_z}{\partial x} \right) & \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\partial j_y}{\partial x} - \frac{\partial j_x}{\partial y} \right) \end{pmatrix}$$

и составляем определитель:

$$\begin{vmatrix} \left(\frac{\partial^2 j_z}{\partial x \partial y} - \frac{\partial^2 j_y}{\partial x \partial z} \right) & \left(\frac{\partial^2 j_x}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 j_z}{\partial x^2} \right) & \left(\frac{\partial^2 j_y}{\partial x^2} - \frac{\partial^2 j_x}{\partial x \partial y} \right) \\ \left(\frac{\partial^2 j_z}{\partial y^2} - \frac{\partial^2 j_y}{\partial y \partial z} \right) & \left(\frac{\partial^2 j_x}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 j_z}{\partial x \partial y} \right) & \left(\frac{\partial^2 j_y}{\partial x \partial y} - \frac{\partial^2 j_x}{\partial y^2} \right) \\ \left(\frac{\partial^2 j_z}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 j_y}{\partial z^2} \right) & \left(\frac{\partial^2 j_x}{\partial z^2} - \frac{\partial^2 j_z}{\partial x \partial z} \right) & \left(\frac{\partial^2 j_y}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 j_x}{\partial y \partial z} \right) \end{vmatrix}$$

Постепенно начинаем раскрывать определитель:

$$\begin{aligned} & \left(\frac{\partial^2 j_z}{\partial x \partial y} - \frac{\partial^2 j_y}{\partial x \partial z} \right) \left(\frac{\partial^2 j_x}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 j_z}{\partial x \partial y} \right) \left(\frac{\partial^2 j_y}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 j_x}{\partial y \partial z} \right) + \\ & + \left(\frac{\partial^2 j_x}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 j_z}{\partial x^2} \right) \left(\frac{\partial^2 j_y}{\partial x \partial y} - \frac{\partial^2 j_x}{\partial y^2} \right) \left(\frac{\partial^2 j_z}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 j_y}{\partial z^2} \right) + \\ & + \left(\frac{\partial^2 j_z}{\partial y^2} - \frac{\partial^2 j_y}{\partial y \partial z} \right) \left(\frac{\partial^2 j_x}{\partial z^2} - \frac{\partial^2 j_z}{\partial x \partial z} \right) \left(\frac{\partial^2 j_y}{\partial x^2} - \frac{\partial^2 j_x}{\partial x \partial y} \right) - \\ & - \left(\frac{\partial^2 j_y}{\partial x^2} - \frac{\partial^2 j_x}{\partial x \partial y} \right) \left(\frac{\partial^2 j_x}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 j_z}{\partial x \partial y} \right) \left(\frac{\partial^2 j_z}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 j_y}{\partial z^2} \right) - \\ & - \left(\frac{\partial^2 j_z}{\partial x \partial y} - \frac{\partial^2 j_y}{\partial x \partial z} \right) \left(\frac{\partial^2 j_y}{\partial x \partial y} - \frac{\partial^2 j_x}{\partial y^2} \right) \left(\frac{\partial^2 j_x}{\partial z^2} - \frac{\partial^2 j_z}{\partial x \partial z} \right) - \\ & - \left(\frac{\partial^2 j_x}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 j_z}{\partial x^2} \right) \left(\frac{\partial^2 j_z}{\partial y^2} - \frac{\partial^2 j_y}{\partial y \partial z} \right) \left(\frac{\partial^2 j_y}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 j_x}{\partial y \partial z} \right). \end{aligned}$$

Перемножаем скобки:

$$\begin{aligned} & \left(\frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \right) \left(\frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \right) + \\ & + \left(\frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \right) \left(\frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial z^2} \right) + \\ & + \left(\frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} \right) \left(\frac{\partial^2 J_y}{\partial x^2} - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \right) - \\ & - \left(\frac{\partial^2 J_y}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \right) \left(\frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial z^2} \right) - \\ & - \left(\frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \right) \left(\frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} \right) - \\ & - \left(\frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \right) \left(\frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \right) = \\ & = \left(\frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} - \right. \\ & - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \left. \right) + \\ & + \left(\frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} - \right. \\ & - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} \left. \right) + \\ & + \left(\frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} - \right. \\ & - \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \left. \right) - \\ & - \left(\frac{\partial^2 J_y}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} + \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} - \right. \\ & - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_y}{\partial z^2} - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_y}{\partial z^2} \left. \right) - \\ & - \left(\frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} - \right. \\ & - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} \left. \right) - \\ & - \left(\frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} - \right. \\ & - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} + \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \left. \right). \end{aligned}$$

Приводим подобные члены, отмечая их цифрами:

$$\begin{aligned} & + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \textcircled{1} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \textcircled{2} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \textcircled{6} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \textcircled{7} - \\ & - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \textcircled{13} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \textcircled{18} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \textcircled{2} + \\ & + \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} \textcircled{2} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} \textcircled{17} - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} \textcircled{8} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} \textcircled{12} - \\ & - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} \textcircled{20} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} \textcircled{9} + \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} \textcircled{11} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} \textcircled{1} + \\ & + \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \textcircled{3} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \textcircled{16} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \textcircled{8} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \textcircled{7} - \\ & - \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \textcircled{15} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \textcircled{14} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \textcircled{10} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \textcircled{3} - \\ & - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} \textcircled{4} + \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} \textcircled{8} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} \textcircled{17} - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y \partial z} \textcircled{10} + \\ & + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial z^2} \textcircled{5} - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial z^2} \textcircled{11} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_y}{\partial z^2} \textcircled{7} + \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_y}{\partial z^2} \textcircled{4} - \\ & - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} \textcircled{5} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial z^2} \textcircled{16} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} \textcircled{15} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} \textcircled{14} + \\ & + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} \textcircled{6} - \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} \textcircled{7} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial y} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} \textcircled{18} + \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial z^2} \textcircled{5} - \\ & - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \textcircled{19} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial x \partial z} \textcircled{8} + \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} \textcircled{20} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial x \partial z} \textcircled{9} + \\ & + \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \textcircled{12} - \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_z}{\partial y^2} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \textcircled{12} - \frac{\partial^2 J_x}{\partial x \partial z} \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \textcircled{13} + \frac{\partial^2 J_z}{\partial x^2} \frac{\partial^2 J_y}{\partial y \partial z} \frac{\partial^2 J_x}{\partial y \partial z} \textcircled{19} = 0 \end{aligned}$$

Результаты математического анализа

Проведенные тензорные исчисления показали, что второй и третий инварианты равны нулю. Первый инвариант равен дивергенции рассматриваемого вектора. В соответствии с работами [1, 2, 3] этот инвариант тоже равен нулю и тогда уравнение дисперсии вихря соответствует несжимаемому случаю. Оно превращается в векторное уравнение Пуассона и является классическим уравнением математической физики. В случае сжимаемого течения рассмотренное кубическое уравнение относительно главного значения тензора λ упрощается и принимает вид:

$$\lambda = \text{div } J.$$

Для окончательного вывода относительно исходного тензора требуется дополнительный анализ. **!**

Список источников:

1. Дж. Серрин. Математические основы классической механики жидкости. М.: Изд. Иностранной литературы, 1963.
2. Дж. Бетчелор. Введение в динамику жидкости. М.: Мир, 1973.
3. Л.Д. Ландау, Е.М. Лифшиц. Гидродинамика. М.: Наука, 1986.
4. Ю.М. Кочетков, О.А. Подымова. Образование и развитие вихрей в энергетических и двигательных установках // Вестник машиностроения, 2024. № 6.
5. Н.Е. Кочин. Векторное исчисление и начала тензорного исчисления. М.: Изд. Академии наук СССР, 1951.

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ. Новый центр аддитивной технологии

В СГАУ им. Королева открыт Технологический центр аддитивного производства, задачей которого является высокоэффективное производство деталей и узлов газотурбинных двигателей. что позволит сократить время изготовления деталей более чем в два раза, а трудоемкость и производственные издержки снизить на 30...40 %.

Первым оборудованием центра стала установка прямого лазерного выращивания ИЛИСТ-Л, разработанная и изготовленная в Институте лазерных и сварочных технологий Санкт-Петербургского государственного морского технического университета. Установка работает с жаропрочными сплавами, нержавеющей и высокопрочными сталями. Металлический порошок расплавляется энергией от мощного лазера. Быстрый нагрев и охлаждение способствуют формиро-

ванию в материале мелкозернистой структуры, обеспечивающую высокую прочность изделий.

На ИЛИСТ-Л можно изготавливать крупногабаритные детали диаметром до 1300 мм, высотой до 600 мм и массой до 500 кг. Производительность выращивания до 2,5 кг/ч.

На установке можно создавать сложнопрофильные тонкостенные изделия, а также так называемые градиентные изделия - с переменным запрограммированным химическим составом и физическими свойствами. Механические свойства получаемых деталей будут на уровне штампованных, без пор и трещин, а в процессе выращивания можно наносить на поверхности изделия необходимые функциональные покрытия. Кроме того, можно создавать гибридные конструкции,

комбинируя аддитивные и традиционные технологии - сварку, литье, штамповку, механическую обработку. Снижение числа технологических операций при изготовлении деталей и конструкций сложной формы существенно увеличит производительность при меньших материальных, энерго- и трудовых затратах. **!**



СПОСОБ И УСТРОЙСТВО ХОЛОДНОГО ЯДЕРНОГО СИНТЕЗА

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

Прежде чем говорить о холодном ядерном синтезе (ХЯС) необходимо понимать, что такое ядро атома, а также разобраться что такое "заряд", т.к. образование любых материальных объектов (МО), в том числе и ядер атомов, осуществляется благодаря функциональным связям, образуемых электрическими зарядами. И, в конце концов, надо иметь модели атома с учетом влияния абсолютной скорости (V_a) движения материи.

1 Модель атома

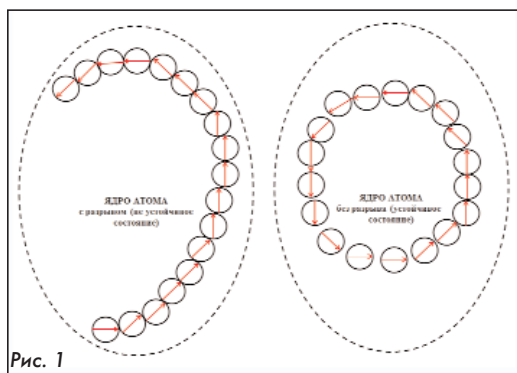
1.1 Модель атома № 1 (без учета абсолютной скорости движения)

Существующие модели-гипотезы атома: Резерфорда, Томсона и квантово-механическая, все они нам представляются абстрактными и не объясняющими, например, состояние атома как "нейтральный". В силу отсутствия адекватных моделей атома физики предложили "слабое" и "сильное" взаимодействия, которые не имеют под собой никакого физического объяснения и фактически опираются только на силу Кулона, что в корне не верно.

Начнем с заряда. В литературе по физике в настоящее время применяют термин "точечный заряд", подразумевая, что материальный объект (МО) имеет геометрические размеры, стремящиеся к нулю, а его диаграмма направленности (ДН) имеет сферическую конфигурацию. Однако, никакая физически реализуемая антенна, такой ДН не имеет.

В природе существует только два вида движения - поступательное и вращательное. Так как материя бесконечна как вверх, так и вниз, то для МО (например, атома) существуют гораздо меньшие МО, находящиеся в постоянном движении - поступательном и вращательном. При поступательном движении "заряда" МО его можно рассматривать как элемент линейного тока, т.е. как диполь Герца. При вращательном движении "заряда" МО его можно рассматривать как виток тока т.е. элементарной рамкой. Таким образом, для микромира точечный заряд необходимо дополнить ДН $\Psi(r)$ диполя Герца или элементарной рамки. Обе антенны имеют ДН в виде тороида.

Известными элементами ядра атома являются нуклоны. Так как элементы ядра атома менее подвижны чем электроны, то, вероятнее всего, движение составных частей нуклонов, имеющих свои заряды, является вращательное. Следовательно, $\Psi(r)$ нуклона имеет свойство линейного магнита. На рис. 1 представлен вариант ядра фтора из 18 нуклонов в устойчивом и неустойчивом состояниях, красной стрелкой обозначен вектор магнитного поля.



Разберемся с электроном. Вся материя планеты имеет абсолютную линейную скорость движения планеты. Заряды, из которых

состоит электрон [1] - "ультиматоны", благодаря движению, могут иметь ДН диполя Герца. Подпадая под действие электрического поля ядра, они начинают разворачиваться так, чтобы вектор напряженности электрического поля был повернут в направлении ближайшего к нему ядру атома. Тогда в направлении ядра имеем почти параллельные микроток "ультиматонов", известно [2] что в соответствии с законом Ампера параллельные токи притягивают МО друг к другу, образуя электрон.

Формирование оболочки атома будет закончено, когда электроны под действием силы притяжения начнут физически касаться друг друга, образуя сплошную электронную оболочку, а заряд обо-

лочка станет приблизительно равен заряду ядра и когда оболочка практически экранирует заряд ядра. Так образуется нейтральный атом, изображенный на рис. 2, где ядро атома красного цвета, электроны зеленого цвета, красная стрелка (красный крест) - микроток внутри электрона, синеватые стрелки векторы силы притяжения микроток электронов.

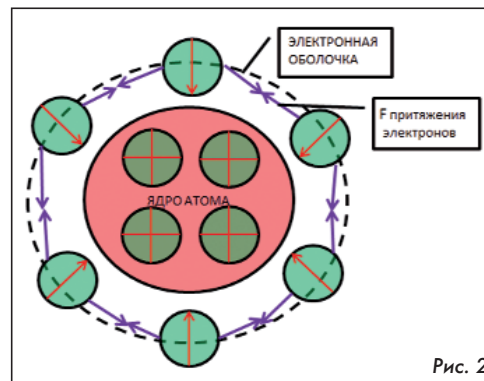


Рис. 2

1.2 Модель атома № 2 (с учетом абсолютной скорости движения материи)

Физические явления всегда сложнее, чем их математические описания. Современная ядерная физика в лице Ю.Л. Ратиса [3] видит только закон Кулона при рассмотрении взаимодействия нуклонов. Однако, если учесть, что вся материя на Земле движется с абсолютной скоростью V_a , а упорядоченное движение зарядов есть ток, тогда необходимо учитывать и закон Ампера, по которому два параллельных тока должны притягиваться друг к другу, а два параллельных, но противоположно направленных - отталкиваются. Есть факты [4] 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_a позволяет рассматривать взаимодействие микрочастиц как взаимодействие параллельных микроток.

Тогда планетарная модель Резерфорда может быть представлена по-иному. На рис. 3 красной стрелке - это конец вектора V_a (вектор направлен в плоскость листа), красная цветная заливка у нуклонов, салатовая - у электронов. В этой модели структура атома поддерживается тремя физическими, полевыми силами - силой Ампера для параллельных микроток, силой Ампера для противоположных микроток и силой Кулона. Атом - это плоский МО, как наша Солнечная система. Плоскость атома перпендикулярна вектору V_a .

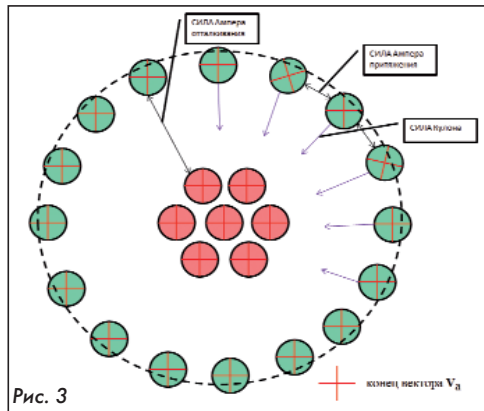


Рис. 3

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 котором и начнется её становление.

2 Состояние проблемы холодного ядерного синтеза (ХЯС)

ХЯС является ядерной реакцией. "Ядерная реакция (ЯР) - про-

цесс взаимодействия атомного ядра с другим ядром или элементарной частицей, который может сопровождаться изменением состава и строения ядра" [5]. По механизму взаимодействия ЯР делятся на два вида:

- реакции с образованием составного ядра, это двухстадийный процесс, протекающий при не очень большой кинетической энергии сталкивающихся частиц (примерно до 10 МэВ);

- прямые ядерные реакции, проходящие за "ядерное время", необходимое для того, чтобы частица пересекла ядро. Главным образом такой механизм проявляется при больших энергиях бомбардирующих частиц.

В [3] дан обзор современного состояния проблемы холодного ядерного синтеза. Так, рассматривая проведенные И.Б. Савватимовой и А.Б. Карабута опыты динейтрониевого механизма реакции холодного синтеза путем облучения катодов из палладия ионами дейтерия в плазме тлеющего разряда, Ю.Л. Ратис считал, что за явление холодного слияния ядер отвечает реакция электронного захвата, в результате которой образуется новая нейтральная частица - динейтроний (связанное состояние двух нейтронов и электронного нейтрино).

В [3, стр. 45] "Отдельные экспериментаторы ХЯС предпринимали попытки не только получить выход энергии и различных изотопов в экспериментах с дейтерированными веществами, но и построить теорию наблюдаемых эффектов. Модель динамической деформации электронных орбит (ДДЭО) была предложена В.А. Киркинским и Ю.А. Новиковым. Она позволяет описать процессы холодного ядерного синтеза в дейтериде палладия на феноменологическом уровне. В основу этой модели положена гипотеза о том, что заряд дейтронов, внедрившихся в кристаллическую решетку металла-абсорбента, экранируется электронами внешних электронных оболочек атомов металла".

При этом Ю.Л. Ратис считал, что кулоновский потенциал описывает взаимодействие всех заряженных частиц - электронов, дейтронов и ядер атомов металла. То есть, ДН нуклонов и электронов - сфера, что с нашей точки зрения не верно. Также мы считаем неверным, что основным препятствием для реализации ХЯС является кулоновский барьер [3].

Взаимодействие МО при ядерных реакциях, в том числе и при ХЯС, осуществляются как через полевое взаимодействие, так и контактное.

В силу того, что ДН "заряда" тороид, значит есть направление в пространстве, где напряженность поля минимальна, а значит, с этого направления МО может рассматриваться как нейтральный.

Для взаимодействующих нейтральных МО (показано в [6]) резонансное контактное взаимодействие, при котором один МО - "частица" отдает другому МО - "тело" всю свою кинетическую энергию, присутствует только при определенных соотношениях их масс и скоростей.

Рассмотрим контактное взаимодействие.

Процесс контактного взаимодействия частиц при образовании составного ядра в ХЯС зависит от инертных масс и скоростей МО, причем как относительных, так и абсолютных. Контактный процесс взаимодействия подробно рассмотрен в [6], где два МО обозначены как "тело" и "частица", введён коэффициент захвата энергии (уменьшение энергии частицы после взаимодействия с телом) равный:

$$Z_{ч} = \frac{E_{ч2} - E_{ч1}}{E_{ч1}} \quad (1)$$

где E - кинетическая энергия частицы до (индекс 1) и после (индекс 2) взаимодействия.

Выражение (1) с учетом масс и скоростей взаимодействующих МО имеет вид [8, стр. 16]:

$$Z_{ч} = \left[\frac{V_{T1}}{V_{ч1}} (2 - 2Y) + 2Y - 1 \right]^2 - 1 \quad (2)$$

где $Y = m_{ч}/(m_{ч} + m_T)$, m - инертная масса тела и частицы, V_T - скорость тела, $V_{ч}$ - скорость частицы.

Несколько слов о скорости. В природе есть абсолютные, и есть относительные скорости, которые учитываются при рассмотрении взаимодействия материи. Живущие на планете Земля люди учитывают только относительную скорость движения МО на планете $\pm \Delta V_{МО}$ и практически никогда не рассматривают абсолютную скорость, учитывающую скорость движения поверхности Земли в некоторой точке при её вращении вокруг оси Земли, скорости самой планеты Земля вокруг звезды Солнце (29,765 км/с). И тем более не учитывают движения Солнца вокруг центра галактики Млечный путь, которая равна 217 км/с.

Покажем физическую сущность влияния абсолютной скорости материальных объектов на процесс их взаимодействия.

Преобразуем выражение (2) чтобы учесть относительную скорость движения МО и, главное, абсолютную скорость их движения.

Так как "неподвижные" тела и частицы на самом деле имеет скорость планеты V_3 , а их скорости отличается от нее на ΔV , тогда выражение (2) приобретает вид:

$$Z_{ч} = \left[\frac{1 + \frac{\Delta V_T}{V_3}}{\Delta V_{ч}} (2 - 2Y) + 2Y - 1 \right]^2 - 1 \quad (3)$$

где ΔV_T и $\Delta V_{ч}$ - скорость тела и частицы на планете Земля, имеющей скорость V_3 .

А для относительно неподвижного тела, когда $\Delta V_T = 0$, получим:

$$Z_{ч} = \left[\frac{1}{\Delta V_{ч}} (2 - 2Y) + 2Y - 1 \right]^2 - 1 \quad (4)$$

Учитывая, что абсолютная скорость МО на планете Земля равна сумме скоростей движения её поверхности, скорости движения планеты вокруг Солнца и наконец, скорости движения звезды вокруг центра галактики "Млечный путь", выражение (4) имеет вид:

$$Z_{ч} = \left[\frac{V_{пов.3} + V_{3-Солн} + V_{Солн-Млеч.путь}}{V_{пов.3} + V_{3-Солн} + V_{Солн-Млеч.путь} + \Delta V_{ч}} \right]^2 - 1 \quad (5)$$

При выполнении условия максимальной (полной) передачи энергии от частицы телу имеет место при значении $Z = -1$. Тогда получаем условие резонансного взаимодействия МО (например ядер) в установке ХЯС:

$$V_{пов.3} + V_{3-Солн} + V_{Солн-Млеч.путь} = 0 \quad (6)$$

где $V_{пов.3}$ - скорость поверхности Земли где установлена аппаратура ХЯС (от 0 м/с до 465,1 м/с на экваторе), $V_{3-Солн}$ - скорость Земли вокруг Солнца (29 765 м/с), $V_{Солн-Млеч.путь}$ - скорость Солнца вокруг центра галактики "Млечный Путь" (217 000 м/с), будет обеспечено резонансное взаимодействие ядерных частиц, и даже ядер, в плазме аппаратуры ХЯС.

На рис. 4 показаны значения функции взаимодействия двух МО в зависимости от соотношения их масс и скоростей. Для случая экспериментов И.Б. Савватимовой и А.Б. Карабута [4], когда частицей является частица дейтерия $m_{Дейт} \ll m_{Палл}$, подходит кривая $m_T \gg m_{ч}$. В соответствии с этой кривой при определенных соотношениях скоростей, а именно, когда частицы дейтерия имеют скорости в два раза выше скорости частиц палладия возможен резонансный захват этих частиц ядрами палладия - т.е. ядерный синтез, с образованием новых химических элементов.

Однако в реальных земных условиях, когда как "тело", так и "частица" имеют гигантскую абсолютную скорость, то есть $V_T/V_{ч} \approx 1$, $Z = 0$, и тогда энергия не передается и "частица" отскакивает, что значит упругое рассеяние в поле ядерных сил. Если после

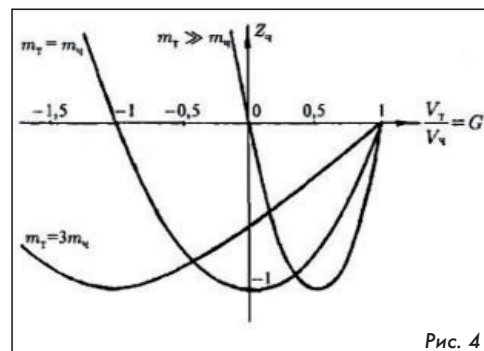


Рис. 4

столкновения сохраняются исходные ядра и частицы, и не рождаются новые, то реакция является упругим рассеянием в поле ядерных сил, которая сопровождается только перераспределением кинетической энергии и импульса частицы и ядра мишени и называется потенциальным рассеянием.

И эта проблема будет посильнее проблемы кулоновского барьера. Вероятность реализации ХЯС во всех экспериментах, изложенных в [4], чрезвычайно мала.

3 Предлагаемые способы и устройства ХЯС

Известные прямые ядерные реакции синтеза - проходят в плазме при температуре в миллионы кельвинов, в ускорителях заряженных частиц и установках наподобие фузора или реактора "Поливелл", в которых кинетическая энергия заряженным частицам придается электрическим полем. Таким путем были выполнены первые искусственные ядерные реакции синтеза и получены многие искусственно синтезированные химические элементы. Однако для их осуществления необходимо создание высокотемпературной, длительно существующей плазмы, что в современных условиях пока не реализуемо.

Известные реакции образования составных ядер, которые, как правило, заканчиваются потенциальным рассеянием, или чрезвычайно малым положительным выходом новых химических элементов. Т.е. нет резонансного взаимодействия частиц.

Для создания условий ХЯС необходимо, чтобы устройство, реализующее ХЯС, могло обеспечить хотя бы кратковременную компенсацию абсолютного движения материи, участвующей в реакции синтеза, т.е. выполнение условий выражения (6).

Задача компенсации абсолютного движения МО может быть решена созданием устройства линейного ускорения положительно заряженных частиц (вплоть до ядер атомов), например, в виде спирали линии бегущей волны (ЛБВ), с регулируемой скоростью движения зарядов (известно как) до величины модуля $V_{об}$. Устройство

должно содержать систему ориентации в трехмерном пространстве и систему измерения абсолютной скорости МО $V_{об}$ в данной точке Земли. Система ориентации должна сорентировать линейный ускоритель так, чтобы вектор движения зарядов был противоположен $V_{об}$. На рис. 5 представлена такая система.

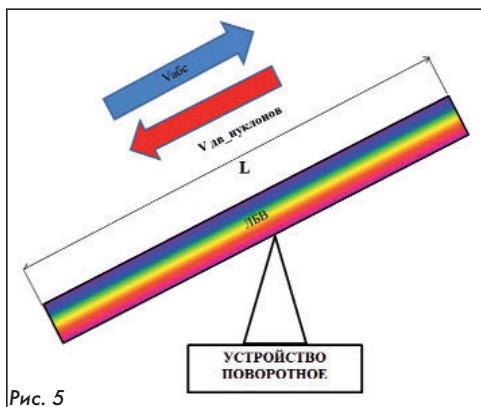


Рис. 5

Основными недостатками такой конструкции устройства ХЯС является малое время для обеспечения процесса синтеза. Так, при длине ЛБВ порядка 200 м и при $V_{об} = 217\ 000$ м/с, время пробега зарядов составит 920 мкс, за которое выход синтезируемой материи будет мал. Кроме того, точно не известно ни направление вектора $V_{об}$, ни его значение. Можно только приблизительно определить сектор в пространстве, в котором находится вектор движения места установки.

Упрощением решения этой задачи может быть установка системы ХЯС в районе северного или южного полюса для практической ликвидации первой составляющей (6) - вектора скорости вращения Земли вокруг своей оси.

Следующим шагом будет создание дополнительной системы анализа количества получаемых элементов. После ориентации линейного ускорителя в противоположном направлении относительно предварительно рассчитанного вектора абсолютной скорости по величине выхода синтезируемой материи можно будет судить о его правильной ориентации. Изменением направления ЛБВ необходимо добиться максимального выхода синтезируемой материи, а это будет при совпадении оси ЛБВ с вектором $V_{об}$. Далее, измене-

нием скорости зарядов в ЛБВ необходимо получить максимальное значение выхода синтезируемой материи. Абсолютное значение этой скорости будет равно $V_{обс}$.

Вместо линейной ЛБВ может быть использована закольцованная спираль линии бегущей волны.

Физические процессы, происходящие в устройстве ХЯС, в ответствии с моделью атома

С помощью устройства ХЯС создается некоторая область движущейся материи, в которой выполняется условие (6). По модели атома № 1 в нем необходимо "содрать" электронную оболочку, чтобы обеспечить взаимодействие нуклонов ядер. Сдирание обеспечивается с помощью электрического и магнитного полей.

По модели атома № 2 в нем на участке, где абсолютная скорость становится нулевой, исчезают силы Ампера, что приведет к распаду как ядра атома на независимые нуклоны, так и облака электронов. Внешнее электрическое поле притягивая нуклоны ядер к катоду, возле которого они в это время резонансно взаимодействуют, отдают друг другу свою кинетическую энергию и фактически формируют новое ядро. И чем дольше будет идти этот процесс, тем "тяжелее" будет новое ядро. Заключительная фаза формирования новой материи будет в электронном орошении полученных новых ядер. Затем полученную материю необходимо сепарировать по удельному весу новых атомов.

Выводы

1. Отдельные известные [3], экспериментальные факты ХЯС показывают, что экспериментаторы не создавали условий для резонансного взаимодействия нуклонов, в силу чего получали упругое рассеяние нуклонов в поле ядерных сил и чрезвычайно малый выход синтезируемого вещества.

2. Абсолютная скорость материи в установке ХЯС должна учитывать ещё и скорость галактики "Млечный путь", поэтому есть два способа решения этой проблемы: а) сделать устройство ХЯС с возможностью ориентации в любом направлении и обеспечением движения зарядов со скоростью близкой к расчетной абсолютной и с обратной связью по максимуму выхода синтезируемой материи, б) разработать устройство измерения абсолютной скорости материи в районе нахождения устройства ХЯС.

3. В мире чрезвычайно актуальна задача ХЯС, хотя бы для получения Калифорния-252, это вещество получают, облучая в ядерных реакторах нейтронами плутоний, а время получения - 8 лет, или для получения кюрия требуется 1,5 года [8]. То есть существующая технология не эффективна как по временным затратам, так и по выходу синтезированной материи.

Литература

1. teoriyvsego.ru.
2. ru.m.wikipedia.org/wiki/Закон_Ампера.
3. Ратис, Ю.Л. Управляемый "термояд" или холодный синтез? Драма идей. - Самара. Издательство Самарского научного центра РАН. 2009. - 92с.: ил. - 100 экз.
4. www.ixbt.com/live/offtopic/odin
5. ru.m.wikipedia.org/wiki/Ядерная_реакция.
6. Зверев, Г.Я. Физика без механики Ньютона, без теории Эйнштейна и без принципа наименьшего действия. - М. Издательство ЛКИ. 2007. - 136с.: ил.
7. ru.m/Wikipedia/org/wiki/Составное_ядро.
8. dzen.ru/a/ZCkD2nBSKi_FvsVw.



XXI ОЛИМПИАДА ПО ИСТОРИИ АВИАЦИИ И ВОЗДУХОПЛАВАНИЯ



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

19 апреля 2024 года в Москве в Национальном исследовательском университете "МЭИ" состоялся Молодёжный симпозиум XXI Международной олимпиады по истории авиации и воздухоплавания им. А.Ф. Можайского, посвящённой 130-летию со дня рождения С.В. Ильюшина.

Олимпиада проводится "Союзом авиастроителей", Академией наук авиации и воздухоплавания, Институтом истории естественных наук и техники им. С.И. Вавилова Российской академии наук при поддержке общероссийской общественной организации "Союз машиностроителей России" и Национального исследовательского университета "МЭИ". Методическое обеспечение олимпиады разработано с использованием гранта Президента Российской Федерации.

Олимпиада стала традиционной и проводится каждый учебный год с целью популяризации достижений технической мысли в области авиации и воздухоплавания, выявления творческой молодёжи и её профессиональной ориентации на специальности, связанные с созданием и эксплуатацией авиационной техники. Олимпиада проводится для юношей и девушек в возрасте от 12 до 18 лет, независимо от гражданства и места проживания, добровольно изъявивших желание принять участие в олимпиаде. Рабочий язык олимпиады - русский. Олимпиада привлекает подростков, увлекающихся авиацией, из различных регионов России и ближнего зарубежья. В течение всего учебного года участники публикуют свои работы, получают отзывы на них как от своих сверстников, так и от профессионалов, общаются с интересными людьми. Тот факт, что первый тур олимпиады проходит в сети интернет, а второй - очный - в виде Молодёжного симпозиума финансируется спонсорами и меценатами, позволяет подросткам участвовать в мероприятии независимо от благосостояния их семей. В этом году в первом туре олимпиады приняли участие юноши и девушки из 42 регионов России - всего 191 человек. Победителями первого тура - финалистами стали 10 человек.

18 апреля финалисты Олимпиады и региональные представители (с сопровождающими) посетили музей ПАО "Ил", а после экскурсии ребята приняли участие в занятиях, направленных на сплочение команды и снятие излишнего эмоционального напряжения. По окончании занятий они потренировались в работе с презентационным оборудованием.

19 апреля участники представили свои историко-исследовательские работы на Молодёжном симпозиуме.



Ю.С. Елисеев

Молодёжный симпозиум открыл президент Союза авиастроителей, профессор Юрий Сергеевич Елисеев. С приветствием выступил ректор Национального исследовательского университета "МЭИ", доктор технических наук, профессор Николай Дмитриевич Роголёв.

В работе жюри олимпиады приняли участие: председатель жюри - доктор философских наук, профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана, почётный работник высшего образования РФ, академик Российской академии естественных наук Надежда Гегамовна Багдасарьян; главный редактор журнала "Двигатель", генеральный директор ООО "Рэм-вибро", действительный член Международной инженерной академии А.И. Бажанов; вице-президент Союза авиастроителей по образовательным и профориентационным проектам, директор международного института новых образовательных технологий РГУ, кандидат технических наук С.В. Кувшинов; вице-президент Российской инженерной академии, доктор физико-математических наук, профессор, заслуженный деятель науки Российской Федерации, лауреат Премии Президента Российской Федерации М.Р. Либерзон; директор Проектного комплекса "Гражданские самолёты" Национального исследовательского комплекса "Институт имени Н.Е. Жуковского", доктор технических наук, академик Академии военных наук А.А. Пухов; учёный секретарь Жуковского городского музея, историк авиации, сценарист документального кино А.А. Симонов; доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки и техники РФ, лауреат премии Правительства РФ в области космической деятельности, академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, вице-президент Федерации космонавтики В.П. Соколов; военный лётчик, авиажурналист, почётный член Авиационного содружества "Свети Илия", Кавалер Почётного Золотого знака пилота ВВС и ПВО Армии Сербии, профессор Р.Д. Тонкович (Республика Сербия); действительный член Академии

наук авиации и воздухоплавания, историк, писатель К.Г. Удалов; специалист в области аэрокосмической техники, кандидат технических наук, доцент В.Н. Шауров; преподаватель кафедры "Инновационные технологии наукоёмких отраслей" НИУ "МЭИ", ведущий конструктор инжинирингового центра "Энергетика больших мощностей", пилот-парашютист, член Союза авиационников М.Ю. Шмаёв; кандидат философских наук, доцент, старший научный сотрудник сектора философских проблем творчества Института философии РАН, профессор Российской академии естествознания Е.И. Ярославцева.



Максим Фурсов



Руслан Эжиев



Анна Бут



Артур Штриккер

В качестве почётных гостей в симпозиуме приняли участие: заведующий кафедрой "Теория воздушно-реактивных двигателей" МАИ, доктор технических наук, доцент А.Б. Агульник; академик Академии наук авиации и воздухоплавания, главный редактор журналов "Авиация и космонавтика" и "Мир техники для детей" В.А. Бакурский; специалист Ассоциации технических университетов, ведущий аналитик Межотраслевого учебно-научного центра технологического развития и евразийской интеграции МГТУ им. Н.Э. Баума-

на А.С. Друкаренко; президент Фонда М.Л. Миля Н.М. Миль; директор Союза промышленников и предпринимателей Заполярья, член рабочей группы Правительственной комиссии по вопросам развития беспилотных авиационных систем, кандидат экономических наук, профессор Российской академии естествознания А.В. Федотовских; президент Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения", президент Академии наук авиации и воздухоплавания, доктор технических наук, профессор В.М. Чуйко; заслуженный мастер спорта по вертолётному спорту, двукратная чемпионка мира, восьмикратный серебряный призёр чемпионатов мира, спортивный судья всероссийской категории Г.А. Шпиговская и др.



Вопросы задаёт А.Б. Агульник



Лев Кускунаков

В качестве экспертов присутствовали: заведующая Домом-музеем А.Ф. Можайского "Вологодский государственный историко-архитектурный и художественный музей-заповедник" М.А. Стукова и начальник управления армейской авиации, генерал-лейтенант, лётчик снайпер, заслуженный лётчик РФ, писатель А.В. Сурцук.

Поддержать участников симпозиума приехали победители прошлых олимпиад: победитель XII олимпиады - аспирантка Московского автомобильно-дорожного государственного технического университета (МАДИ) В.-А. В. Бадакова; победитель IV олимпиады - инженер наземных комплексов управления Ракетно-космической корпорации "ЭНЕРГИЯ" В.В. Дорожко, победитель XVIII



Участники Симпозиума, его гости и жюри



Егор Сальников



Андрей Злыденный



Кирилл Протасов



Ангелина Филиппова

и XIX олимпиад - ученик Центра технического творчества города Таганрог Э.А. Акопов.

Все финалисты олимпиады получили Сертификаты победителей первого тура олимпиады и подарки от меценатов.

Победителями XXI олимпиады стали:

1 место - Попов Егор Андреевич, 15 лет, Таганрог, Центр технического творчества. Тема историко-исследовательской работы: "Забывший проект Т-4 "Сотка".



Егор Попов - победитель XXI Олимпиады

2 место - Фурсов Максим Владимирович, 12 лет, Таганрог, Центр технического творчества. Тема: "Забывший проект Ил-102".

3 место - Протасов Кирилл Константинович, 15 лет, Краснодар, Лицей № 48 имени Александра Васильевича Суворова. Тема: "Воздушное противостояние конструктора Лавочкина с немецкими истребителями в период Великой Отечественной войны".

Жюри приняло решение и наградило дополнительными призами в номинациях:

- "Верность авиации" - Бут Анну Вячеславовну, 16 лет, Кировское, Шахтёрский район, Донецкая Народная Республика, средняя школа № 1. Тема: "Вооружение самолётов-истребителей: история, перспективы" (приз предоставлен домом-музеем А.Ф. Можайского, филиалом Вологодского музея-заповедника);

- "Взгляд за горизонт" - Сальникова Егора Олегови-

ча, 14 лет, город Ярославль, средняя школа № 37. Тема: "Влияние нанотехнологий на современное авиастроение: достижения, преимущества и перспективы" (приз предоставлен домом-музеем А.Ф. Можайского);

- "Благодарность от героя" - Штриккер Артура Олеговича, 14 лет, село Большое Сорокино, Тюменская область, Сорокинская среднеобразовательная школа № 1. Тема: "Герои нашего времени: в небе - профессионалы" (приз предоставлен Кондауровым В.Н.);

- "За целеустремлённость" - Эжиева Руслана Мухамедовича, 16 лет, село Плиево, город Назрань, Республика Ингушетия, среднеобразовательная школа № 4 имени Магомед-Саида Асултановича Плиева. Тема: "Авиационные катастрофы и их причины" (приз предоставлен Кондауровым В.Н.);

- "Энергию конструкторов в энергию моторов" - Злыденного Андрея Николаевича, 18 лет, город Пермь, Пермский авиационный техникум имени А.Д. Швецова. Тема: "Может ли один учёный или организатор изменить ход развития авиастроения или авиастроительного предприятия (на примере конкретной личности)?" (приз предоставлен кафедрой "Инновационные технологии наукоемких отраслей" НИУ "МЭИ").

Призы победителям олимпиады предоставили: Союз авиастроителей; компания "МСЗ-Салют", Москва; НПО "Звезда"; компания "Проинпро", Москва; Часовая производственная компания "Romanoff", Москва.

Приз зрительских симпатий по итогам голосования читателей на сайте вручён Эжиеву Руслану Мухамедовичу.

В подготовке и проведении Молодёжного симпозиума приняли участие: Авиакосмофонд; компания "Агрегат", Челябинская область; Академия наук авиации и воздухоплавания; Гаврилов-Ямский машиностроительный завод "АГАТ"; Институт истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН; компания "Звезда"; компания "Проинпро"; Муниципальное автономное общеобразовательное учреждение муниципального образования "Лицей № 48 имени Александра Васильевича Суворова", Краснодар; НПО "Звезда"; НИУ "МЭИ"; Пермский авиационный техникум им. А.Д. Швецова; Рекламное агентство "Garuss-Print"; Российский государственный гуманитарный университет; Тюменский областной государственный институт развития регионального образования; Фонд содействия авиации "Русские Витязи"; Центр технического творчества, Таганрог; Часовая производственная компания "Romanoff".



Радмила Тонкович анонсирует свою новую книгу

ВИНТОВОЙ ДВИГАТЕЛЬ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ

ЗАО "Тисанта": **Евгений Горлов**, генеральный директор
Анатолий Коньшин, главный конструктор, к.т.н.
Владислав Спичкин, главный инженер, к.т.н.

Современные двигатели внутреннего сгорания (ДВС) являются сосредоточением компромиссов между различными отраслями науки и техники. По этой причине, кстати, они могли бы стать объектом пристального внимания вузовской философии как классический пример для демонстрации законов диалектического материализма: единства и борьбы противоположностей, отрицания отрицания своей противоположностью, перехода количественных изменений в качественные и обратно.

Главными союзниками-соперниками, находящимися в "единстве и борьбе", являются системы и механизмы с поступательным движением - с одной стороны, и системы и механизмы с вращательным движением - с другой стороны. Именно этим, в первую очередь, объясняется отсутствие спокойствия на "фронте" создания двигателей внутреннего сгорания, выражающееся в постоянных эволюционных и, реже, революционных, коренных изменениях конструкций существующих и перспективных ДВС.

На рис. 1 изображена схема развития конструктивного облика ДВС. Здесь: П - поршневой ДВС как совокупность конструктивных элементов, совершающих прямолинейное поступательное движение; О - осевой ДВС как совокупность конструктивных элементов, совершающих вращательное движение; ОП - осепоршневой ДВС как совокупность конструктивных элементов, совершающих прямолинейное поступательное движение, и элементов, преобразующих это движение во вращательное; В - винтовой ДВС, конструктивная сущность которого будет изложена ниже.

Стрелками на схеме указана диалектическая последовательность изменения конструктивного облика ДВС: от поршневого, через отрицание его противоположностью, к осевому; от осевого к осепоршневому, как результату единства и борьбы противоположностей; далее, опять через отрицание отрицания - к винтовому двигателю; и, наконец, возврат к поршневому, но на более высокой ступени развития.

Указанная схема может быть полезна для ученых, изобретателей и конструкторов как методологический инструмент познания объективной действительности, прогнозирования направлений развития, формирования концептуального и конструктивного облика перспективных ДВС. Кроме основных качественных переходов в направлениях, указанных сплошными стрелками, возможны являются и переходы в направлениях, указанных пунктирными стрелками.

Вернемся к винтовому ДВС. С учетом изложенного в этом устройстве должно происходить преобразование химической энергии топлива в механическую энергию агрегатов и преобразование поступательного движения во вращательное. Вместе с тем, это устройство должно быть своего рода отрицанием, противоположностью осепоршневому ДВС с его важнейшими составными частями - поршнями и кривошипно-шатунным механизмом.

Чтобы не искушать читателя, скажем сразу, что такой набор на первый взгляд нелогичных качеств можно реализовать в устройстве, изображенном на рис. 2. Оно состоит из трех частей, объединенных корпусом. В первой происходит сжатие воздуха или топливовоздушной смеси, вторая играет роль камеры сгорания (точнее, возгорания), а третья предназначена для дожигания топливовоздушной смеси и преобразования энергии газов в энергию вращения выходного вала винтового ДВС. Назовем эти части, соответственно, компрессор, камера сгорания и турбина.

Центральные элементы компрессора и турбины соосны и соединены друг с другом, а также с выходными валами. Их конструкция принципиально одинакова (рис. 3); они имеют сложную выпуклую коническую сферовинтовую поверхность, которая получена путем "переката" шариков (сфер) по винтовой траектории на боковой поверхности конуса. При этом радиусы кривизны шариков (сфер) убывают по определенному закону по мере их движения от основания к вершине образующего конуса.

Боковые элементы компрессора и турбины также имеют принципиально одинаковую конструкцию со сложной вогнутой конической сферовинтовой поверхностью, образованной "перекатом" шариков по боковой поверхности, но с одним отличием: "перекат" выполнен внутри образующего конуса (рис. 4).

При соединении центрального тела 5 и сателлитов 6 в одном корпусе 4 образуется планетарная коническая зубчатая передача со сходящимися в одной точке осями вращения всех зацепляющихся между собой пар элементов (см. рис. 2). При этом в каждой такой паре происходит непрерывное одновременное многополюсное сферовинтовое коническое зацепление.

Отличительной чертой этого зацепления является то, что контактирующие поверхности перекатываются друг по другу без скольжения, и перекат этот осуществляется по линиям зацепления. Линии зацепления являются сложными пространственными кривыми. Количе-

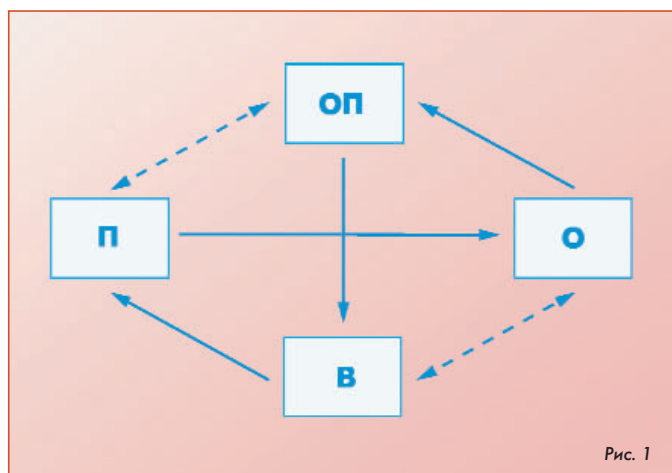


Рис. 1

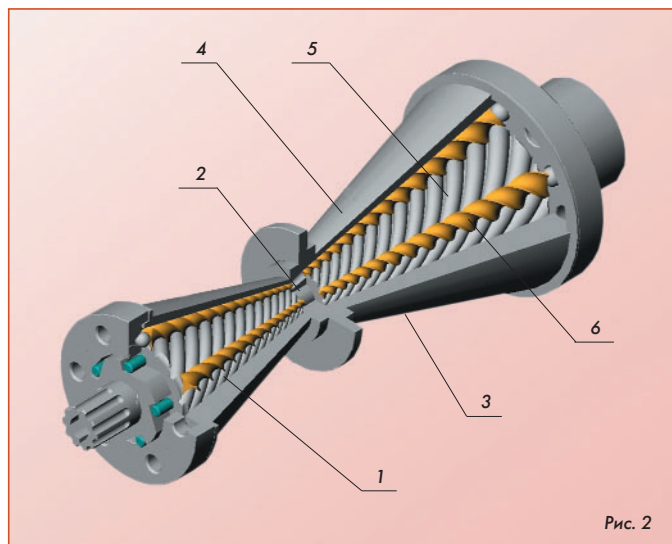


Рис. 2

ство их в каждой паре элементов определяется длиной этих элементов и количеством винтовых лопастей (заходов) сателлита.

По мере вращения элементов происходит перемещение линий зацепления в сторону уменьшения диаметра конструкции (для компрессора) или его увеличения (для турбины). Отсюда имеем два самых главных качества сферовинтового конического зацепления, которые и предоставляют возможность создания на его основе ДВС.

Качество первое - объемы, образованные сферовинтовыми поверхностями каждой пары элементов и внутренней поверхностью корпуса в пределах между линиями зацепления, являются замкнутыми.

Качество второе - при вращении элементов зацепления эти объемы перемещаются вслед за линиями зацепления. При этом в компрессоре, естественно, они уменьшаются, а в турбине - увеличиваются.

Теперь становится понятным и принцип работы ДВС, изображенный на рис. 2. При вращении его элементов от устройства запуска (стартера) компрессор 1 через впускные окна захватывает воздух и проталкивает его, одновременно сжимая в уменьшающихся объемах, в камеру сгорания 2. Сюда же впрыскивается топливо, которое, по аналогии с дизелем, воспламеняется из-за высокой температуры сжатого воздуха. Далее горячая топливовоздушная смесь попадает в узкую часть турбины 3. Здесь в пределах замкнутых объемов смесь догорает, и образующиеся при этом газы, как бы раздвигая границы замкнутых объемов, совершают работу - заставляют вращаться все элементы сферовинтового конического зацепления турбины.

Авторы полагают, что для читателя теперь не составит особого труда самостоятельно описать дальнейшие фазы работы винтового ДВС: выпуск отработавших газов, переход от стартерного к рабочему режиму, снятие полезной мощности и т.д. Понятно также, что работа этого двигателя возможна и по схеме бензинового ДВС, то есть в компрессор может подводиться топливовоздушная смесь, а в камере сгорания в этом случае осуществляется ее поджиг. Все другие процессы аналогичны.

Вполне закономерен вопрос - а где же здесь философия, с которой начиналась статья? Из анализа схемы, приведенной на рис. 1, видно, что, напрочь отвергнув цилиндропоршневую группу и кривошипно-шатунный механизм как таковые, но сохранив основные их функции, мы нашли совершенно новую техническую идею - идею винтового ДВС. А сферовинтовое коническое зацепление позволило реализовать эту идею в виде законченной конструкции.

На примере нашего винтового двигателя видна полезность схемы, приведенной на рис. 1. И кто знает, может быть кому-то она поможет в поиске пока ненайденных решений.

Важнейшее достоинство предлагаемой конструкции состоит в том, что она свободна от главного недостатка осепопоршневого ДВС - наличия механической системы с возвратно-поступательным движением и связанных с этим существенных потерь мощности.

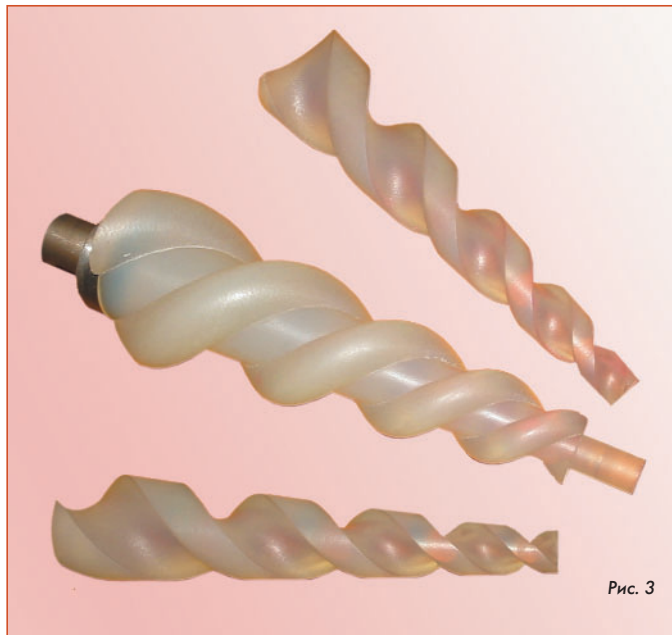


Рис. 3

К другим достоинствам конструкции винтового ДВС перед осепопоршневым следует отнести следующие:

- отсутствие трения скольжения в звеньях рабочей цепи и, следовательно, отсутствие необходимости в смазке контактирующих поверхностей;
- теоретически неограниченную степень сжатия компрессора и, соответственно, степень расширения турбины. Требуемая степень сжатия (расширения) достигается путем изменения длины подвижных элементов и угла при вершине образующей конуса;
- широкий рабочий диапазон оборотов двигателя, возможность работы при высокой частоте вращения (до нескольких десятков тысяч в минуту);
- относительную простоту конструкции; количество деталей в ней на порядок меньше, чем в осепопоршневом ДВС;
- осесимметричность конструкции, отсутствие несбалансированных масс, низкий уровень шума;
- небольшие массу и габариты;
- возможность работы на любых видах жидких и газообразных топлив;
- возможность введения в зону горения на различных стадиях химических реагентов, в том числе воды, для улучшения мощностных, экономических и экологических характеристик двигателя;
- высокую удельную мощность и коэффициент полезного действия двигателя.

Проведенные расчеты показали, что шестикамерный ДВС со степенью сжатия-расширения 20, выполненный по схеме, приведенной на рис. 2, при работе на смеси метан-воздух способен развить мощность до 125 кВт при частоте вращения выходного вала 7000 об/мин. При этом его длина по торцам компрессора и турбины составит 460 мм, максимальный диаметр по компрессору - 153 мм, по турбине - 199 мм, а к.п.д. будет в пределах 60...70 %.

Вполне естественно, что есть у винтового ДВС и "оборотная сторона медали". Это трудности, связанные с технологией и материалами для изготовления деталей со сферовинтовыми поверхностями. Ведь так же, как и в цилиндрах осепопоршневых ДВС, здесь необходимо обеспечить герметичность в сопряжениях "корпус - сателлит - центральный элемент". А это связано с точностью и чистотой обработки поверхностей, а также со способностью материалов, из которых будут изготовлены эти детали, обеспечивать герметичность в условиях изменяющейся температурной нагрузки.

Однако выполненные исследования свидетельствуют, что сегодня все эти трудности преодолимы. Уже создан из пластика макет устройства со сферовинтовым зацеплением. Уже сделаны из металла отливки элементов этого зацепления. Уже разработаны технология и конструкция станочных модулей для обработки сферовинтовых конических поверхностей. Есть соответствующие проработки по конструкционным материалам...

Все это говорит о том, что мечты автомобилестроителей, авиаторов, судостроителей, создателей других механических средств об экономичном, малогабаритном, экологически чистом ДВС приобретают реальные очертания.



Рис. 4



ТАНКИ ОТ И ДО

Олег Никитич Брилёв,

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



(Продолжение. Начало в 6-2014 - 6-2023)

После того, как в ходе Венского конгресса (сентябрь 1814 г. - июнь 1815 г.) нейтралитет Швейцарии был гарантирован и закреплён в Заключительном акте, который подписали представители всех европейских государств, это государство как само не подвергалось нападению, так и не начинало войн против своих соседей. Поэтому, и во время Первой мировой войны она оставалась нейтральным государством, и во время Второй мировой войны ей удалось сохранить свою территорию в неприкосновенности. Хотя, надо отметить, Германия всё же вынашивала планы по вторжению в Швейцарию, но неудачи на восточном фронте, а затем начало боевых действий на западе заставили забыть о швейцарском золоте.

В Швейцарии всегда была армия, причём в XIII-XIV веках её солдат ценили за боевое мастерство и приглашали служить наёмниками в иностранные армии. Естественно, в начале XX века про наёмников из Швейцарии никто не вспоминал, но нейтралитет - нейтралитетом, а страну всё же защищать надо, мало ли что. Поэтому армия была, и её вооружали.

Так, в 1921 году в Швейцарии появились первые танки - два французских Renault FT 17, которых в швейцарской армии назвали "Комарами". Затем прикупили ещё три, среди которых были пушечные и вооружённые 7,5-мм пулеметами MG 11. Служили они до 1947 года, но сразу было понятно, что для гористой Швейцарии они не годятся и больше их не закупали.



В следующее десятилетие взоры швейцарцев были направлены в сторону Туманного Альбиона: 1930 году были закуплены две танкетки Carden-Loyd Mk.VI, а в 1933 году ещё два 4-тонных Vickers-Armstrong Light Tank Model 1933. На узких горных дорогах поставить танк лбом к противнику не всегда было возможно, поэтому на корпус этих машин были установлены экраны для защиты бортов и ходовой части. Вероятно, это одно из первых применений бортовых экранов для повышения защиты бортов и ходовой.



На следующий год было закуплено уже четыре Vickers-Armstrong Light Tank Model 1934, которым в швейцарской армии дали название Panzerwagen 34/35 (PZ 34/35). На поставляемые танки англичане установили для пулемета маску полусферической формы. PZ 34/35 находились на вооружении швейцарской армии вплоть до 1944 года.



Следующей страной, с которой взаимодействовала швейцарская армия, стала Чехословакия. Так, в 1937-1938 годах между танковым отделом КТА (военно-техническим отделом военного

министерства Швейцарии, Kriegstechnische Abteilung) и чехословацкой фирмой СКД и были заключены контракты на покупку и лицензионное производство чехословацкого танка Praga LTL-H.

С середины 30-х годов танковый отдел КТА (военно-технический отдел военного министерства Швейцарии) также внимательно следил за разработками новых танков в Германии и Швеции, и его представители даже побывали на заводах в этих странах, где им продемонстрировали кое-какие экспортные машины. Но больше всего им приглянулись танки в Чехословакии. И в октябре 1937 года швейцарские военные сформулировали тактико-технические требования, которые почти соответствовали уже готовому чехословацкому танку Praga LTL: его масса должна быть порядка 6 тонн, толщина брони - 24 мм, на вооружении 20-мм автоматическая пушка и два пулемета MG 11. И всего через 10 дней от СКД пришло предложение приобрести легкий танк Praga LTL-H, который от имевшегося Praga LTL отличался передним размещением трансмиссии. В ноябре 1937 года СКД получила разрешение на продажу Швейцарии танка Praga LTL-H, что позволило в декабре подписать два контракта. По первому СКД изготавливала и поставляла 12 танков, по второму контракту СКД поставляла листы брони, смотровые приборы, элементы ходовой части, а также компоненты трансмиссии для изготовления самими швейцарцами других 12 машин.

Первый танк должен был быть готов к марту 1938 года. Из-за того, что предполагаемый к установке дизель Sauger CT1D мощностью 110 л.с. (объем 7,98 л) ещё не был готов, на танк поставили шведский бензиновый мотор Scania-Vabis 1664. А в крыше башни сделали выступ для размещения магазина со снарядами к 20-мм автоматической пушке Oerlikon. Танк массой 7 тонн развивал скорость по шоссе порядка 45 км/ч.

Танк вышел на заводские испытания в середине марта 1938 года, в ходе которых он прошёл 811 км. Затем испытания продолжались уже в Швейцарии, где был пройден 901 км, после чего на танк всё же установили дизель Sauger, с которым танк преодолел ещё 750 км. На этом испытания в основном ходовой части, т. к. вместо 20-мм пушки Oerlikon в танке стоял её деревянный макет, завершились.



Опытный танк вернулся на завод, где началось производство серийных машин Praga LTL-H (Praga LTH), отличавшихся от испытанной машины толщиной лба башни, увеличенной до 32 мм, и новым смотровым прибором у механика-водителя.

Praga LTH



Ещё одной новинкой (нигде больше не применявшейся) стала установка защиты над двигателем от зажигательной смеси, которая, при попадании бутылки на надмоторную раму не стекала по корпусу, а собиралась в желобах и сбрасывалась сзади.



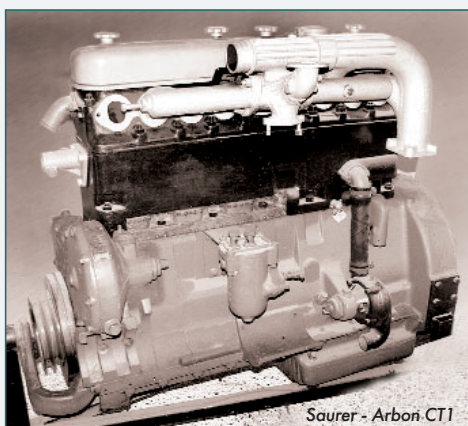
Самое значительное изменение коснулось вооружения. В то время на вооружении пехотных частей Швейцарской армии в качестве тяжелого противотанкового ружья находилась 24-мм полуавтоматическая пушка, снаряд которой на выходе из ствола имел начальную скорость порядка 900 м/с. Снаряды к пушке подавались из 6-зарядного магазина, что повысило скорострельность пушки до 30-40 выст./мин. Такую модернизированную пушку (в танковом варианте Panzerwagenkanone Modell 38) установили в башню танка, немного изменив в последней её крепление.



На пражском заводе в середине 1938 года началось изготовление танков в соответствии с одним контрактом и изготовление машинокомплектов для сборки серийного LTH в Швейцарии в соответствии с другим контрактом. В машинокомплект входили листы брони, смотровые приборы, элементы ходовой части, а также компоненты трансмиссии. Сборку и изготовление остальных элементов швейцарцы делали сами на предприятии K+W (Eidgenossische Konstruktionswerkstatte) в городе Тун, попутно внося изменения в конструкцию машины.

Во второй половине декабря 1938 года первые два танка по швейцарскому заказу были изготовлены на СКД и вышли на заводские испытания. Один из них прошел 150 км, а второй - 1500 км.

Поставка машин, изготавливаемые в Праге, продолжалась до марта 1939 года, и на них устанавливались шведские бензиновые двигатели Scania-Vabis 1664 мощностью 130 л.с. Машинокомплекты для изготовления 12 танков по второй части контракта поставлялись весь 1939 год. На них стоял дизельный двигатель Saurer - Arbon CT1 мощностью 125 л.с.



Saurer - Arbon CT1

Ходовая часть состояла из четырёх опорных катков на борт, подвешенных попарно на листовых рессорах и трёх поддерживающих катков. Двигатель располагался сзади, но ведущее колесо располагалось впереди. При

массе танка 7,7 т его максимальная скорость достигала 45 км/ч, а запас хода - 200 км.

Боекомплект для пушки 24 мм Pzw-Kan 38 - 114 выстрелов, для двух 8-мм пулеметов Maxim M.38 - 2800 патронов. Бронебойный снаряд пробивал 43-мм броню на дальности 150 м при начальной скорости 900 м/с. Кроме бронебойного в боекомплекте были осколочно-фугасные, трассирующие и другие снаряды. Экипаж состоял из трёх человек: командира, наводчика и водителя.

В этом же году всем 24 танкам дали название Pzw 39. Чуть позже на башни танков нанесли буквы "CH", обозначающие принадлежность этих боевых машин нейтральной Швейцарии, в армии которой они прослужили 20 лет и были списаны в 1960 году.



С этими танками армия Швейцарии и подошла к началу Второй мировой войны. И хотя боевых действий на территории Швейцарии не было, командование армии понимало, что этих танков явно недостаточно для настоящей обороны и требуется другая бронетанковая техника. Благо, что достаточно развитая промышленность Швейцарии давала возможность самостоятельно её создавать, тем более что при лицензионном производстве лёгкого танка Pzw 39 был приобретён определённый опыт.

Одна из попыток создать что-то своё была обоснована тем, что 24-мм пушка PzwK 38 стала недостаточно эффективной, и в 1941 году началась модернизация одного из танков Pzw 39 с дизельным двигателем для замены прежней пушки на 47-мм пушку Pak 41, бронебойный снаряд которой массой 1,75 кг пробивал 60-мм броню, но почти в упор, его начальная скорость на срезе ствола составляла 750 м/с.

Но для установки этой пушки только в апреле 1943 года была разработана новая башня, лоб которой имел 30-мм толщину, борта - 10-мм, корма - 8-мм. Главное отличие от прежней башни - она стала сварной, что снизило её массу и должно было повысить защиту экипажа. В 1945 году машина Panzerwagen 39/41 с новой башней и с макетом орудия была готова, но её испытания с деревянной пушкой не проводили, т. к. даже настоящая 47-мм пушка для борьбы с танками в конце Второй мировой войны устарела.

Panzerwagen 39/41



Параллельно с работами над лёгкими танками в Швейцарии фирмой *Vepra at Olfen & Sauger* в 1941 году на основе шасси легкого танка *Pzw 39* была разработана 75-мм самоходная противотанковая артиллерийская установка *Nahkampfkanoone I*.

Прежде всего были внесены изменения в корпус и шасси. Корпус собирался клёпкой из катаных бронелистов: вертикальная лобовая бронеплита имела толщину 25 мм, а листы, установленные под углом, имели толщину 12 мм; борта - 15 мм, крыша и днище - 8 мм. Шасси каждого борта было усилено добавлением одного - пятого - катка. Передние пары катков соединялись в балансирный блок с амортизацией на листовых рессорах. Впереди находилось литое ведущее колесо с зубчатым венцом.

Вместо башни устанавливалась бронированная рубка открытого типа, в которой было установлено 75-мм орудие *Pak 42* (первоначально пушку установили без рубки). Дизельный двигатель *Sauger CT1D* мощностью 110 (123) л.с. разгонял САУ массой 12,5 тонн до 55 км/ч.

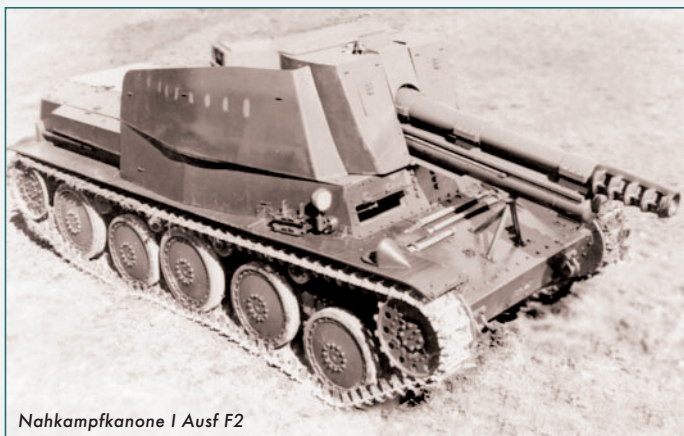


Пушка Pak 42 без защиты

САУ *Nahkampfkanoone I*



САУ проходила испытания в армии с 1943 по 1946 год. Причём попутно была сделана ещё одна модификация САУ: *Nahkampfkanoone I Ausf F2* - со 105-мм гаубицей *НВ.35* с длиной ствола 22 калибра.



Nahkampfkanoone I Ausf F2

И тот, и другой варианты САУ хотя и прошли испытания без особых нареканий со стороны военных, но для их серийного производства у государства средств так и не нашлось.

Если предыдущая САУ ничем выдающимся от аналогичных САУ того времени не выделялась, то в то же самое время конструкторами Швейцарии была создана САУ, при создании которой была предпринята попытка соединить воедино все положительные качества существовавших тогда боевых машин.

Концепция проекта *Nahkampfkanoone II* ("Орудие ближнего боя II") была сформулирована в марте 1943 года, а в начале следующего года началось проектирование машины, на вооружении должна была иметь либо 75-мм пушку, либо 105-мм гаубицу.

Было проработано четыре варианта машины, но первый (и

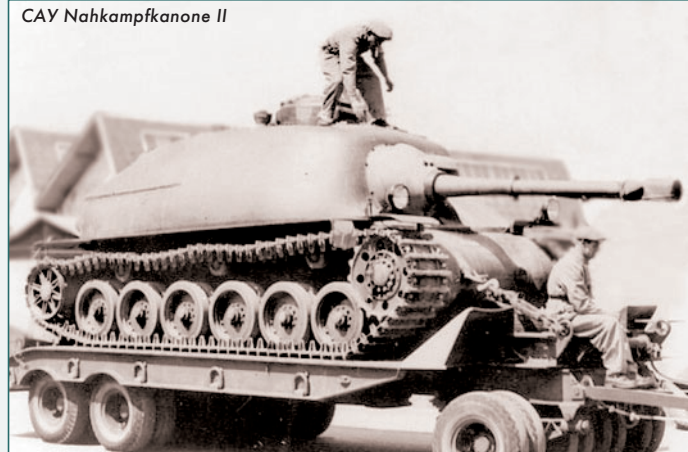
как потом выяснилось - единственный) опытный образец появился на свет в металле только через два года.

Корпус САУ собирался на болтах из литых деталей. В него установили 75-мм пушку, такую же как у *Nahkampfkanoone I* (7,5 ст *Panzerabwehrkanoone 44 L/49*), с двумя наводчиками, т. к. изначально пушка была зенитной. Кроме них в экипаже были командир (для него была сооружена специальная оригинальная башенка), заряжающий и механик-водитель.

На САУ в кормовой части был установлен 12-цилиндровый V-образный дизель *Sauger CV1D1* мощностью 300 л.с. Так как броня САУ только в лобовой части достигала 70 мм, то масса машины составила 24 тонны. Тем не менее, мощности дизеля хватало для разгона САУ по шоссе до 50 км/ч.

Каждый из шести опорных катков (на борт) имел индивидуальную рессорную подвеску.

САУ *Nahkampfkanoone II*



Испытания продолжались два года, причём довольно успешно. Было даже предложение об установке пушки с длиной ствола 73 калибра, что повысило бы огневую мощь САУ, но весь проект со всеми вариантами закрыли. Говорили, что из-за отсутствия в казне денег на разработку своих машин, но их "отсутствие" не мешало закупить в Чехословакии истребитель танков *Panzerjager G 13* в количестве 108 штук, которые стояли на вооружении до 1972 года.

Panzerjager G 13



Одновременно во Франции было закуплено 200 танков *AMX-13/75*, которые поставлялись с января 1953 г. до конца 1957. При принятии на вооружение они получили обозначение *Leichter Panzer 51 (LPz 51)* и прослужили в швейцарской армии до 1980 года.

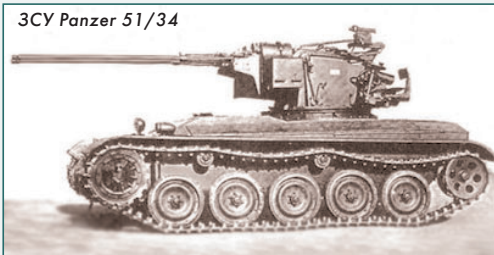
LPz 51



О танке *AMX-13* в журнале "Двигатель" № 1 - 2019 г. уже было рассказано, отметим только, что на этой машине стоял 8-цилиндровый бензиновый двигатель *Sofat* мощностью 250 л.с., а в качестве основного вооружения - 75-мм пушка *PanzerKanoone 51*.

Получив в своё распоряжение эту машину, местные конструкторы стали думать, что надо и можно сделать на её базе. Имея потребность в защите своих войск от нападения противника с воздуха, было принято решение о разработке ЗСУ. Одной из таких машин стала ЗСУ *Panzer 51/34* со спаренной 34-мм автома-

тическая пушка Flab Kan 38 (Fliegerabwehr-Kanone Modell 1938) с выстрелом 34x239 мм. Заряжающие устанавливали магазины по десять выстрелов в каждом. Был изготовлен только один экземпляр, на котором ни орудия, ни прислуга не были защищены совсем, в серию ЗСУ не пошла.



Такая же участь постигла и созданную на базе французского шасси ЗСУ VFlab LPz 51, на которой был установлен счетверённый 20-мм зенитный пулемет Oerlikon-Buhrle AG Vierlings-Flabpanzer и башня с радаром. Скорострельность у данной ЗСУ вполне приличная - 4000 выстрелов в минуту.



В 1959 году эта ЗСУ появилась на параде, в следующем году было заказано для армии 24 машины, затем заказ увеличили до 80 штук, но вскоре всё было отменено.

Во второй половине 50-х годов швейцарские военные прикупили английские танки Centurion: в 1955 г. в Великобритании 100 штук (Mk3) и в ЮАР (как сейчас сказали бы - на вторичном рынке) - 100 (Mk5), которые по прибытии в войска получили обозначение Panzer 55; в 1957 г. англичане продали ещё 100 машин (Mk7); в 1975 канадцы поделились 12 танками Centurion Mk12. Впоследствии на этих танках швейцарцы провели модернизацию путём установки дизельных двигателей.

В эти же 50-е годы швейцарская фирма Hispano-Suiza по заказу западногерманских военных разработала БМП HS.30. Их производство осуществлялось в Великобритании на заводах компании "Лейланд моторс" и в Германии на предприятиях фирм "Хеншель" и "Ганомат". Основное вооружение HS.30 состояло из 20-мм автоматической пушки HS.820 фирмы Hispano-Suiza, установленной в башне кругового вращения, которая изготавливалась в Германии фирмой "Рейнметалл".



Восьмицилиндровый карбюраторный двигатель фирмы Rolls-Royce V.81 Mk.80F, мощность 220 л.с. установлен в задней части корпуса справа.

Первая серийная машина появилась в 1958 г., а в 1962 г. производство было свёрнуто: вместо заказанных 10 000 машин было выпущено всего 2176 из-за выявившихся многочисленных недостатков (в основном претензии были к двигателю и подвеске).

Тем не менее, на шасси HS.30 создавались различные экспериментальные машины, например, истребитель танков с 90-мм пушкой, 20-мм и 30-мм ЗСУ, система залпового огня.

Причём ЗСУ (Hispano-Suiza A14 Flakpanzer HS30) появились в 1955 г., ещё до серийного производства БМП HS.30. Первой была создана ЗСУ с 20-мм пушками Эрликон, в которой дальномер, использующийся для определения расстояния до воздушной цели устанавливался непосредственно на башне с пушками.



Понятно, что в этом случае определять дальность до цели и вести огонь с упреждением не получится.

Поэтому в ЗСУ с 30-мм пушками Hispano-Suiza HS.831 L/70 на основной башне установили маленькую башенку, в которой находился дальномер.

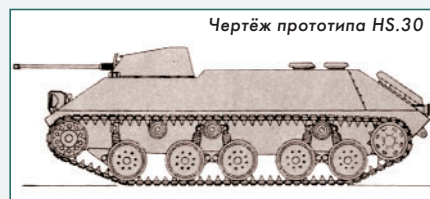


Но ни высокая скорострельность - 650 выст./мин, ни большая скорость снаряда на срезе ствола - 1000 м/с не могли уже обеспечить успешную борьбу с реактивными самолётами. ЗСУ на вооружение так и не приняли.

В 1960 году была предпринята ещё одна попытка создать ЗСУ на этом шасси, но с радиолокатором обнаружения воздушной цели (на дальностях до 10...12 км) и счетно-решающим устройством. Для размещения блоков РЛС и 30-мм спаренной автоматической пушки, разработанной фирмой "Испано-Сюиза" совместно с английской фирмой "Эллиот", башню увеличили в размерах.

Желание военных иметь танк, способный в горных условиях противостоять танкам Советского Союза и его послевоенным союзникам, задало работу швейцарским конструкторам из компании Hispano-Suiza. Для облегчения своей работы они снова взяли за основу уже имеющиеся корпус и шасси от БМП HS.30, а вместо маленькой башни переднего расположения с автоматической 20-мм нарезной пушкой HS.820 на то же место установили новую башню с 90-мм пушкой Defa D921. В 1956 г. был построен единственный прототип, от которого сохранились только чертежи.

Танк сделали сравнительно низким, а орудие в башне подняли максимально высоко, что дало возможность максимально эффективно использовать укрытие для защиты, но



башня оказалась маловатой для пушки и экипажа, что и подтвердили проведённые испытания. В 1958 г. был построен новый вариант танка HS.30 с пушкой Panzerabwehrkanone 57 (Pak 57).

Танк HS.30 с пушкой Pak 57



Кумулятивный снаряд к этой пушке на срезе ствола имел скорость 650 м/с, но обеспечивал высокую пробиваемость - 250 мм на любой дистанции. Ствол пушки мог опускаться на 15°, а подниматься на 23°, что позволяло вести огонь в горных условиях. Спаренный с пушкой 12,7-мм пулемет использовался для точного прицеливания вместо дальномера.

Бронирование у танка не очень сильное: у корпуса и башни спереди по 30 мм, с боков - по 15 мм, сзади и сверху по 10 мм. Поэтому масса танка составила всего 13,5 т, а 8-цилиндровый бензиновый двигатель Rolls-Royce B81 Mk 80F мощностью 240 л.с. разгонял его до 60 км/ч.

Экипаж состоял из механика-водителя, находящегося в передней части корпуса по центру, и командира, заряжающего и наводчика в башне.

В эти же годы свои варианты танков предложила компания Mowag, которая в 1957 году разработала истребитель легких танков под названием Skorpion I, оснащенный нарезной 57-мм противотанковой пушкой. V-образный 8-цилиндровый двигатель мощностью 240 л.с. разгонял 10-тонный танк до 50 км/ч. Экипаж состоял из трёх человек.

Skorpion I



Понятно, что 57-мм пушка - это пройденный этап, и поэтому был построен Skorpion II - вариант с 90-мм пушкой, у которого

сохранились все основные характеристики. Хотя танками этих "скорпионов" назвать сложно, они больше похожи на САУ с открытой сверху рубкой.

Skorpion II



Так как и этот проект никуда не пошёл, да и не мог никуда пойти, компанией Mowag была разработана новая машина, получившая название Mowag Jagdpanzer Pirat, причём, она была сделана в нескольких вариантах.

Последняя версия танка Mowag Pirat



Основное вооружение у последнего варианта Mowag Pirat, как и у HS.30: 90-мм пушка Panzerabwehrkanone 57. Поэтому их боевые возможности были одинаковыми, причём вертикальные углы наведения также совпадали. И спаренный 12,7-мм пулемёт выполнял те же самые функции.

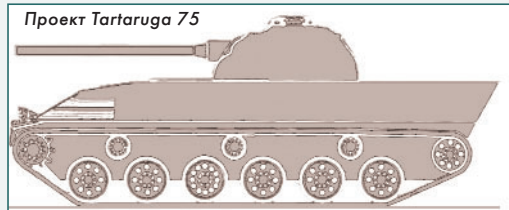
На танк был установлен 4-цилиндровый бензиновый двигатель Ford мощностью 300 л.с., который позволял танку массой 13,5 т двигаться по шоссе со скоростью 60 км/ч.

Лобовая броня корпуса и башни танка Mowag Pirat была всего 20 мм, что явно недостаточно, видимо, расчёт делался на его высокую подвижность и то, что в швейцарские Альпы советские танки не поднимаются.

Вскоре состоялись испытания HS.30 и Mowag Pirat, показатели которых сравнивались между собой и с аналогичными параметрами LPz 51. Результат - танки в серию не пошли.

Интересно, что желание переделать бронетранспортёр в носитель танковой пушки подтолкнуло ещё одну компанию - Adolph Saurer AG - предпринять попытку в этом направлении. За основу был взят БТР Tartaruga, на который вместо небольшой башни с 20-мм автоматической пушкой Oerlikon устанавливалась башня с нарезной 75-мм танковой пушкой Flak 38 (длина ствола 49 калибров). Масса этой БТР возросла до 22 т, хотя бронирование было слабым. V-образный 8-цилиндровый дизель Saurer CH 5D мощностью 280 л.с. должен был разгонять эту машину до 60 км/ч. Но в 1959 г. проект создания БТР Tartaruga был закрыт, а вместе с ним и проект БТР с танковой пушкой Tartaruga 75. Все БТР, разработанные швейцарскими конструкторами были отклонены, военные решили приобрести американские БТР M117.

Проект Tartaruga 75



Напомним, что в 50-е годы в НАТО была предпринята попытка создания единого "евротанка", для чего несколько западных компаний объединили усилия над этим проектом. Попутно создавалась машина и для продажи третьим странам. Таким, например, как Индия, которой потребовался танк массой 36...39 тонн для своей армии. В то время в Швейцарии, тесно сотрудничавшей с ФРГ, работало много бывших немецких специалистов, в том числе танкостроителей, которые после войны сбежали в эту нейтральную страну и принимали участие в разработках военной техники. Взявшись за создание танка для Индии, немецкая компания Porsche отвечала за общее проектирование, ходовую разрабатывала компания Zahnradfabrik AG of Friedrich-shafen, башню - фирма Ruhrstahl. В башне в качестве основного вооружения ставилась швейцарская 90-мм пушка PzKan 48. Предполагалось, что производство танка будет в Индии на предприятиях компании Tata Group.

Защищённость танка получилась неплохой: лобовая броня корпуса, расположенная под рациональными углами, составляла 90 мм, а лобовая часть башни - 130 мм, остальные стороны башни имели толщину по 70 мм.

В МТО заднего расположения установили 8-цилиндровый дизель Daimler-Benz MB-837A мощностью 670 л.с. Из-за того, что масса танка превысила 40-тонную отметку, его скорость не превышала 50 км/ч.



Но индийские военные танк не приняли, видимо главную роль сыграло то, что бывшая колония была более тесно связана с метрополией, и они выбрали английский танк Vickers Mk1, получивший в Индии название Vijayanta.

Но работа швейцарско-иностранных конструкторов не пропала даром, а послужила основательным фундаментом для создания перспективного среднего танка собственной конструкции и отечественного производства, тем более что армия Швейцарии нуждалась в такой машине.

Проектирование новой машины было поручено конструкторскому бюро Eidgenössische Konstruktionswerkstätte (EKW) ещё в 1953 г. Массу танка ограничили 30 тоннами (против 40 т у индийского варианта), отсюда и название проекта: от названия КБ и массы танка - KW 30. Рассчитывая на то, что танк как бы уже существует, надо только довести его массу до требуемых значений, испытания опытных образцов были запланированы на 1954 г, а ещё через год в армию должны были поступить первые серийные машины.

Но конструкторам EKW не удалось выполнить работы в назначенные сроки: даже макет перспективного танка KW 30 был готов и представлен заказчику только в 1956 году. А на изготовление первого прототипа потребовался ещё год.

Танк строился по традиционной схеме: отделение управления впереди, боевое отделение в центре, моторно-трансмиссионное - сзади.

Корпус нового танка состоял из нескольких крупногабаритных литых элементов. Толщина лобовой брони составляла 60 мм. Борта корпуса выполнили 30-мм толщины, а сзади корпус имел 20-мм толщину. У KW 30 башня также выполнена литой, толщина лба башни - 120 мм. Спереди для установки 90-мм нарезной пушки (длина ствола 48 калибров) была сделана амбразура с прямоугольной маской.

Первый прототип KW 30



Рядом с пушкой установлен спаренный 7,5-мм пулемет MG 51. На башне сверху находились башенки командира и заряжающего. На командирской башенке мог монтироваться зенитный пулемет MG 29. У наводчика (рабочее место справа от орудия перед командиром) находились перископический и телескопические прицелы. Расстояние до цели определялось оптическим стереоскопическим дальномером, объективы которого находились в передней части бортов башни и прикрывались броневыми кожухами. Наведение осуществлялось электрогидравлическими приводами, причём ствол орудия мог опускаться до -10° . Четвёртый член экипажа - заряжающий находился слева от пушки.

Помимо находящегося в кормовом МТО танка 8-цилиндрового дизельного двигателя Daimler-Benz 837 мощностью 600 л.с. имелась вспомогательная силовая установка - двигатель Mercedes-Benz OM 636 мощностью 38 л.с. для привода генератора, электроэнергия которого поступала в бортовые системы при выключенном основном двигателе.

Двигатель, трансмиссия, система охлаждения и вспомогательная силовая установка были смонтированы на общей раме, что позволяло при необходимости менять её целиком. А МТО для облегчения обслуживания и ремонта прикрывалось сверху небольшими отдельными крышками.

Боевая масса танка превысила заданную в ТЗ и достигла 35 т, что позволяло 600-сильному двигателю разогнать его на шоссе только до 55 км/ч, причём запаса топлива (640 литров) хватало на 350 км.

В ходе испытаний первого прототипа среднего танка KW 30 в 1957 году был составлен перечень недостатков и откорректировано ТЗ: военным захотелось вместо 90-мм пушки иметь более мощное вооружение. Что бы упростить задачу по установке новой пушки было решено установить 84-мм орудие Ordnance QF 20 rounder британской разработки, а рядом с ним вместо спаренного пулемета установить 20-мм автоматическую пушку Oerlikon Panzerkanone 61.

Помимо вооружения существенным изменениям подверглась ходовая часть: к пяти каткам на борт был добавлен шестой, но все они стали меньшего диаметра. И, естественно, были добавлены поддерживающие ролики в количестве трёх штук.

В модернизированном виде второй прототип KW 30 вышел на полигон в 1958 году, полностью удовлетворил военных, и они рекомендовали его к принятию на вооружение под обозначением - Panzer 58 (Pz 58), на котором, кстати, стояла пушка Panzerkanone 58 - швейцарская модификация британской 84-мм пушки. В 1960 году изготовили первые 10 Pz 58.



Pz 58

Но не успела промышленность приступить к серийному производству нового танка, как военные поняли, что пушка получилась слабенькой против новых танков вероятного противника, поэтому их взор упал на английскую 105-мм нарезную пушку Royal Ordnance L7. После доработки боевого отделения и крепления новой пушки без постройки опытных танков и проведения испытаний началось серийное производство танка, получившего название Pz 61. В армию поставили за 1965 - 1966 годы 150 машин, и они прослужили 30 лет.



Pz 61

В 1968 году была готова модернизированная версия танка - Panzer 68, на котором стояли: двухплоскостной стабилизатор пушки, баллистический вычислитель, ночной ИК прицел наводчика и более широкие гусеницы. Из-за того, что масса танка достигла 40 тонн пришлось для сохранения подвижности дизель форсировать до 660 л.с. Промышленности заказали 400 танков Pz 68, последний из которых поступил в войска в 1984 г. Если первые машины были с 20-мм пушками, то затем её заменили Pz Mg 51.



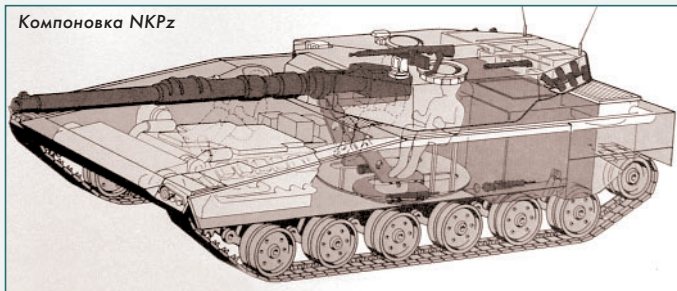
Установка двигателя и трансмиссии на танк Pz 68

В ходе эксплуатации танка были выявлены существенные недостатки, которые можно было устранить, а в крайнем случае разработать новую машину, но в 1983 г. был заключен контракт с фирмой Kraus-Maffei на лицензионное производство танков Leopard 2A4. Хотя у швейцарцев был шанс на создание своего танка, не уступающего по своим характеристикам перспективным танкам ведущих танкостроительных стран.

Ещё в 70-х годах швейцарской фирмой Contravers велась разработка нового боевого танка (Neuer Kampfpanzer - NKPz).

Прежде всего, следует отметить, что конструкторы выбрали компоновку с передним размещением двигателя и трансмиссии, что должно было повысить защищённость экипажа, как в израильском танке Merkava, на этом общие черты заканчивались, в остальном швейцарская разработка была абсолютно самостоятельной.

В моторно-трансмиссионном отделении, находящемся с левой стороны, устанавливался 12-цилиндровый V-образный 4-тактный



Компоновка NKPz

двигатель водяного охлаждения с турбонаддувом (привод от выхлопных газов) EV 12 TL австрийской фирмы Ad. Sauger AG мощностью 1360 л.с. Трансмиссия автоматическая: 4 передачи вперед и 4 - назад. По расчётам масса танка получалась в районе 50 тонн, в этом случае NKPz должен был разгоняться таким двигателем на шоссе до 60 км/ч. Топливо размещалось в баках, установленных в кормовой части танка, и его запаса (900 л) должно было хватать на 300 км. Помимо основного двигателя на танк устанавливался вспомогательный 4-цилиндровый рядный 4-тактный двигатель водяного охлаждения.

В башне по проекту должна была находиться 120-мм гладкоствольная пушка от Rheinmetall-Borsig с автоматической системой заряжания. Боекомплект пушки 44 выстрела. Снаряды находились в изолированном взрывозащищенном отсеке на корме танка, в задней части которого находились люки для загрузки боекомплекта. Одновременно они выполняли функцию "вышибных панелей". Кстати, в NKPz, благодаря переднемоторной компоновке, могла быть установлена 140-мм пушка с большой длиной ствола. Рядом с пушкой устанавливался спаренный с ней 7,5-мм пулемёт Pz Mg 51/71; такой же пулемёт должен быть на люке башни в специальной установке в качестве зенитного. Боекомплект обоих пулеметов - 5000 патронов.

В башне командир танка сидел слева, а наводчик располагался справа от орудия. Механик-водитель сидел слева от двигателя и управлял направлением движения при помощи штурвала.

В ходовой имелось по 6 спаренных опорных катков и по три поддерживающих катка на каждую сторону. На танке предполагалось установить гидропневматическую подвеску, которая должна была не только обеспечить плавность хода, но и изменять клиренс машины от 550 мм до 150 мм, что снижало вероятность поражения NKPz.

Интегрированный в систему управления огнем электронный баллистический вычислитель выполняет все необходимые расчёты для наведения на цель и ведения огня из пушки. У наводчика перископ с тепловизором позволяет обнаруживать цели в любое время суток, осуществлять наведение пушки и вести огонь. У командира был установлен панорамный прицел. Впервые в мировой практике на NKPz СУО могла выполнять самоконтроль для выявления повреждений и выдавать рекомендации для ликвидации неисправностей. Но... первые 35 танков "Леопард-2" поступили в армию Швейцарии в 1983 г., на остальные 345 - имелась лицензия на производство. А своих танков здесь больше не производили.



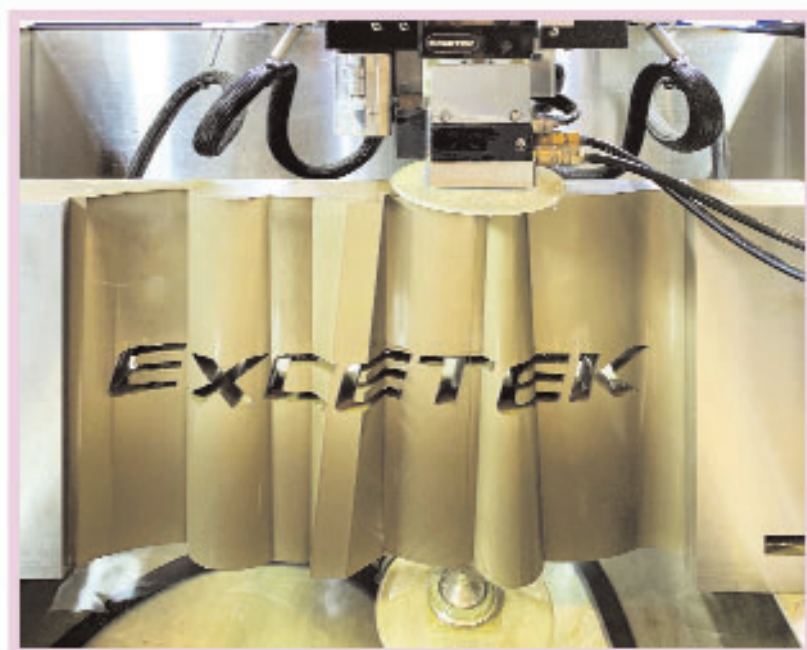
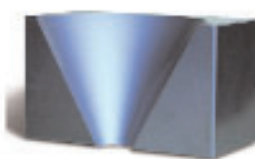
Полноразмерный макет NKPz

В следующем номере начнём с танков Швеции.
(Продолжение следует.)



ЭЛЕКТРОИСКРОВЫЕ (электроэрозионные) СТАНКИ

- + проволочно-вырезные
- + прошивные
- + супердрели



ПЕРЕДОВЫЕ
ТЕХНОЛОГИИ

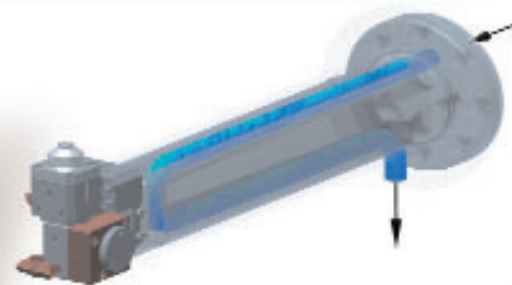
ЭЛЕКТРОЭРОЗИИ ОТ
ВЕДУЩЕГО ТАЙВАНЬСКОГО
СТАНКОСТРОИТЕЛЯ
МИРОВОГО УРОВНЯ

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

