

Двигатель

Научно-технический журнал № 1-3 (145-147 + 244) 2023

В номере:

Учимся управлять беспилотниками (стр. 2).

Применение плазмотронов (стр. 7, 34).

Новый взгляд на уравнения Максвелла (стр. 13).

Прогностика технического состояния вертолётв (стр. 16).

Создание агрегатов наддува дизелей в рамках импортозамещения (стр. 20).

Бесконечные числа (стр. 31).

Зарубежные ТВД (стр. 38).

О рабочем процессе в двухконтурном ДВС (стр. 48).

Получение минимальной шероховатости (стр. 54, 56).

Российские ЖРД в США (стр. 58).

Итоги XX Олимпиады по истории авиации
и воздухоплавания (стр. 63).



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, академик РИА и ИАА
- Фаворский О.Н., академик РАН,**
член президиума РАН
- Чуйко В.М., д.т.н.,**
президент Ассоциации "Союз авиационного двигателестроения"

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Иванович Бажанов,
академик Международной инженерной академии

Заместитель главного редактора

Инна Игоревна Тизенгауз

Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

Финансовый директор

Инна Игоревна Тизенгауз

Редакторы:

Андрей Иванович Касьян, к.т.н.

Аделия Юрьевна Бурова

Юрий Романович Сергей, к.т.н.

Литературный редактор

Иван Петрович Сидоров

Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь

Владимир Николаевич Романов

Техническая поддержка

Федор Михайлович Ларичев

Фотографии, эскизы и рисунки

предоставили:

А.И. Бажанов, А.Н. Медведь,

В.Н. Романов и др.

Адрес редакции журнала "Двигатель":

111250, Россия, Москва,

ул. Красноказарменная, 14.

Тел./факс: +7(495) 362-7891

aib50@yandex.ru

www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2023 гг.) размещается также на сайте Научной электронной библиотеки www.elibrary.ru и включена в индекс РИНЦ

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели"®.

Генеральный директор И.И. Тизенгауз

Заместитель ген. директора А.И. Бажанов

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

Мнение редакции не всегда совпадает с мнением авторов.

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

Журнал "Двигатель" рекомендован 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 1758 в общероссийском Перечне 2022 г.

Научно-технический журнал "Двигатель"® зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Per. № 018414 от 11.01.1999 г.

25-й (117-й) год издания.

Отпечатано

ООО "Эксперт" Москва.

Тираж 500 экз.

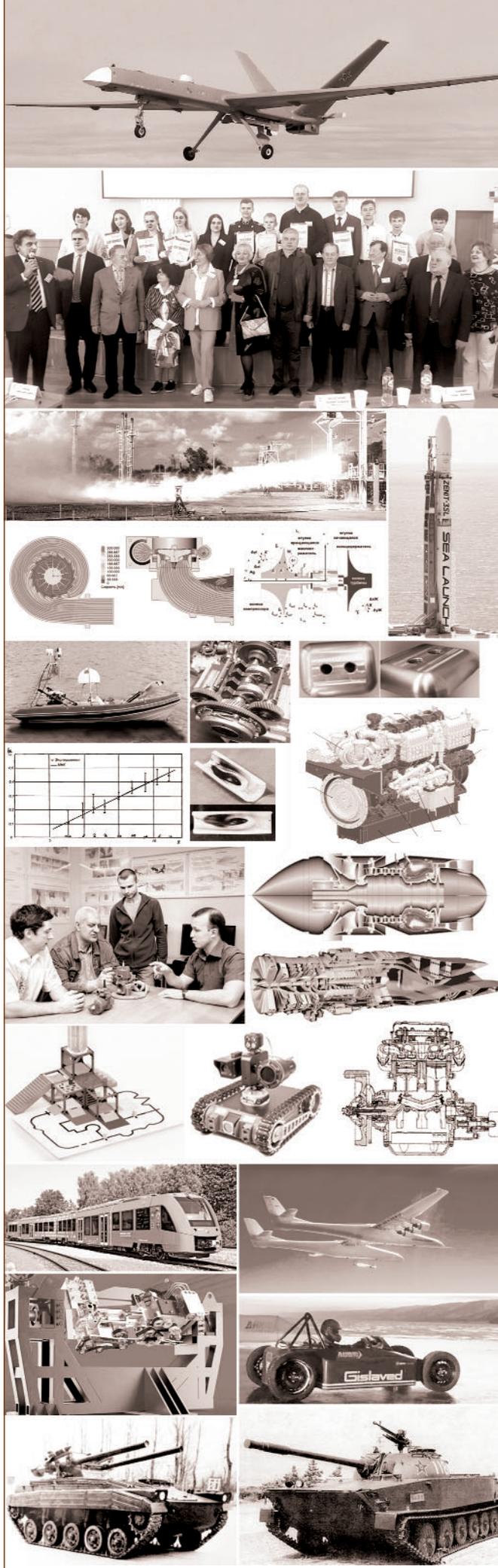
Периодичность: 6 номеров в год.

Цена свободная.



СОДЕРЖАНИЕ

- 2 Начальная подготовка операторов дистанционного управления наземных робототехнических комплексов**
В.П. Андреев, С.В. Кувшинов, В.Е. Пряничников, К.В. Харин
- 7 Механика сплошных сред. Применение плазмотронов для экспериментального решения задач газовой динамики**
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 10 Закономерности уноса материалов концевой части сверхзвукового сопла при воздействии конденсированной фазы**
Ю.М. Кочетков, А.М. Молчанов, М.В. Силуянова
- 13 Модифицированные уравнения Максвелла с учетом взаимодействия со средой распространения**
Д.Н. Воронков
- 16 Вопросы реализации системы прогностики технического состояния агрегатов, функциональных систем и силовых конструкций вертолётов**
А.Н. Дергачев, О.А. Есипович, А.А. Ефремов, Н.В. Пальченко
- 20 Создание высоконапорного агрегата наддува для семейства дизелей ДМ185 в рамках импортозамещения**
О.Г. Машков, Д.С. Шестаков, А.А. Мартынов
- 25 Инженерный метод расчета уноса материала концевой части сверхзвукового сопла из-за воздействия двухфазного потока**
Ю.М. Кочетков, А.М. Молчанов, М.В. Силуянова
- 28 Турбулентность. Прогары**
Ю.М. Кочетков, Н.Ю. Кочетков
- 31 Бесконечные числа. Мощность множеств**
А.И. Касьян
- 34 Механика сплошных сред. Метод горячей визуализации**
А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский
- 38 Зарубежные авиационные турбовентиляторные двигатели для сверхзвуковых самолетов**
В.А. Зрелов
- 48 Некоторые особенности рабочего процесса в двухконтурных ДВС (ДДВС)**
А.О. Миллер
- 54 Обработка высокотвердых поверхностей штампов и пресс-форм**
Ю.В. Комаров
- 56 Аналитический расчет параметров шероховатости поверхности при фрезеровании концевыми фрезами высокотвердых инструментальных материалов**
А.В. Рыбаков, Ю.В. Комаров
- 58 Первые испытания российского ЖРД в США**
П.С. Лёвочкин, В.С. Судаков
- 63 XX Олимпиада по истории авиации и воздухоплавания**
С.В. Александрова, А.И. Бажанов
- 66 Танки - от и до**
О.Н. Брилёв
Информация - стр. 12, 24, 27, 30, 33, 37, 57



НАЧАЛЬНАЯ ПОДГОТОВКА ОПЕРАТОРОВ ДИСТАНЦИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ НАЗЕМНЫХ РОБОТОТЕХНИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Виктор Павлович Андреев, д.т.н., профессор
Московского государственного технологического университета "СТАНКИН"

Сергей Викторович Кувшинов, к.т.н., директор
Международного института новых образовательных технологий РГГУ

Валентин Евгеньевич Пряничников, д.т.н., с.н.с.
Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Константин Викторович Харин, директор
Международного учебно-научного центра перспективных медиа технологий РГГУ

В статье обсуждаются вопросы, связанные с предложением включить в программу организации дополнительного образования практику дистанционного управления безэкипажными (беспилотными) наземными робототехническими комплексами (НРТК). Приведён краткий обзор различных разработок НРТК с телеуправлением, выпускаемых промышленностью в России. Показана значимость применения таких роботов в экстремальных условиях, а также повышение их эффективности путём объединения роботов различной локализации (наземных, надводных и воздушных) в гибридную (гетерогенную) группу. Приведены первые результаты обучения учащихся старших классов дистанционному и телеуправлению мобильным роботом типа VENOM JUNIOR.

The article discusses issues related to the proposal to include the practice of remote control of unmanned ground-based robot system (GRS) in the program of the organization of additional school education. A brief overview of various developments of the GRS with remote control produced by industry in Russia is given. The importance of using such robots in extreme conditions is shown, especially the increasing their efficiency by combining robots of various localization (ground, surface and air) into a hybrid (heterogeneous) group. The first results of teaching schoolchildren to remote control and teleoperation by a mobile robot of the VENOM JUNIOR type are presented.

Ключевые слова: учебная практика, дополнительное образование, наземный робототехнический комплекс, мобильный робот, дистанционное управление, телеуправление.

Keywords: educational practice, additional education, ground-based robot system, mobile robot, remote control, teleoperation.

Введение

Дистанционно управляемые наземные робототехнические комплексы (НРТК) - это мобильные, т.е. способные перемещаться по земле и выполнять различные задачи, безэкипажные¹ (беспилотные) робототехнические системы, управление которыми осуществляется оператором или группой операторов на расстоянии. Под дистанционным управлением понимается два типа управления: просто дистанционное управление, т.е. управление в реальном времени на расстоянии под непосредственным визуальным контролем со стороны оператора, и телеуправление - управление, осуществляемое оператором из удалённого места с использованием телевизионного канала обратной связи [1]. Безэкипажные РТК в основном предназначены для использования в экстремальных условиях, т.е. в условиях, характеризующихся воздействием техногенных, природных и других факторов, имеющих экстремальные, т.е. предельно возможные постоянные значения [1]. Это условия, возникающие при использовании РТК в военных действиях, в открытом космосе, на поверхности иных планет, в условиях низких температур Арктики и Антарктики, при выполнении работ по ликвидации последствий техногенных и природных катастроф, при химическом или радиоактивном заражении местности и т.п.

Целью роботизации в вооружённых силах РФ является освоение безлюдных (малолюдных) военных технологий, обеспечивающих полное или частичное исключение личного состава при решении боевых и обеспечивающих задач, сопряжённых с опасностью для жизни и здоровья человека [2]. Эту цель также можно отнести к любой робототехнике, предназначенной для использования в экстремальных условиях.

К настоящему времени создан и принят в эксплуатацию ряд боевых и разведывательных дистанционно управляемых НРТК для вооружённых сил и МЧС Российской Федерации [3].

Дистанционно управляемый робот радиационной и химической разведки МРК-РХ (рис.1), предназначен для поиска, сбора и помещения в специальные контейнеры источников ионизирующих излучений. Робот включён в состав войск радиационной и химической разведки.



Рис. 1 Мобильный робот МРК-РХ

В ОАО "766 УПТК" разработан робототехнический комплекс "Уран 9" (рис. 2), предназначенный для повышения эффективности выполнения задач и снижения потерь личного состава подразделений при ведении боевых действий, в том числе на урбанизированной местности и в городских условиях, а также для выполнения контртеррористических операций. В состав комплекса входят четыре робота огневой поддержки, подвижный пункт управления и средства транспортировки.



Рис. 2 Робототехнический комплекс "Уран-9"

Телеуправляемый робототехнический комплекс "Уран-14" (рис. 3) предназначен для инженерной разведки местности, проделывания проходов в минно-взрывных заграждениях и площадного разминирования территорий, а также для тушения пожаров и разборки завалов.



Рис. 3 Робототехнический комплекс "Уран-14"

¹ Термин "безэкипажные" обычно применяется к наземным робототехническим комплексам военного назначения и МЧС.

Робототехнический комплекс "Капитан" (рис. 4) - самая передовая в настоящее время разработка ЦНИИ РТК в линейке малогабаритных робототехнических платформ [4]. По своим тактико-техническим характеристикам МР не уступает лучшим зарубежным и отечественным аналогам. Он предназначен для проведения разведывательных, досмотровых, взрывотехнических операций в составе специальных подразделений различных служб и ведомств. Универсальная роботизированная платформа на базе гусеничного шасси повышенной проходимости позволяет роботу легко преодолевать различные препятствия - глубокий снег и высокую траву, завалы, лестничные марши, крутые склоны, щели и уступы.



Рис. 4 НРТК "Капитан"

Малогабаритная робототехническая платформа среднего класса "Курсант" (рис. 5) предназначена для проведения дистанционной аудиовизуальной разведки и досмотровых мероприятий, обследования потенциально опасных предметов [5]. Разработана также в ЦНИИ РТК. Благодаря универсальному быстроразъемному креплению, может быть оснащена полезной нагрузкой различного назначения - модульной системой видеонаблюдения, блоком автономной навигации и ориентации, компактным манипулятором и др.



Рис. 5 Робототехнический комплекс "Курсант"

Стоит также отметить всё возрастающий интерес к беспилотным летательным аппаратам (БПЛА), основное предназначение которых - ведение воздушной разведки. БПЛА сегодня широко применяются во всем мире от Вооруженных Сил, до любительской видеосъемки. Кроме разведывательных создаются и БПЛА специального назначения, имеющие на борту ракетное и бомбовое вооружение (рис. 6), средства радиоэлектронной борьбы и т.д.



Рис. 6 БПЛА среднего класса "Орион" (2016 г.) от АО "Кронштадт" [6]

БПЛА могут быть с автономным или дистанционным управлением. Дистанционное управление БПЛА может осуществляться эпизодической подачей команд или непрерывно. БПЛА с непрерывным дистанционным управлением (телеуправлением) обычно называют дистанционно-пилотируемым летательным аппаратом (ДПЛА).

Много возможностей предоставляет развитие беспилотной робототехники для условий водной среды.



Рис. 7 Безэкипажный катер "Тайфун"

Многофункциональный РТК безэкипажный катер (БЭК) "Тайфун" (рис. 7) выполнен на базе жестконадвудной лодки БЛ-680 [7].

Катер может выполнять задачи оперативного мониторинга морской среды, обеспечения поисково-спасательных операций на

море. В противоминном варианте беспилотник транспортирует 60-килограммовый аппарат-уничтожитель мин. Управление - удаленно или непосредственно с борта. Разработчик - Центральное морское конструкторское бюро "Алмаз".

Эффективность применения каждого отдельного вида безэкипажного РТК в значительной степени связана с ограничениями, присущими каждому виду роботов (см. табл. 1).

Таблица 1

Ограничения для вида роботов по видам базирования

Среда	Воздушная	Наземная	Надводная	Подводная
Обзор СТЗ	> 1000 м	< 100 м	> 1000 м	< 500 м
Видеосвязь	> 15 км	< 3 км	< 15 км	< 100 м
Технологические операции	Нет	Да	Ограничено	Да

Синергетическое² объединение роботов различных видов базирования в гибридную (гетерогенную) группу позволяет наиболее эффективно использовать преимущества каждого вида и компенсировать недостатки. Опыт совместного применения БПЛА и наземной техники в СВО показал значительное повышение эффективности использования техники путём такого объединения.

От экипажных машин беспилотные РТК отличаются наличием систем автономного, супервизорного или дистанционного управления. Тип управления определяет степень ответственности и надёжности, предъявляемой к точности и адекватности формирования и выполнения команд управления [8]. Особенность управления такими комплексами заключается в их использовании в недетерминированных, то есть в заранее неизвестных условиях. Специфика функционирования НРТК в недетерминированных условиях определяется возможностью появления внешних динамических событий, вызванных как природными явлениями (дождь, туман, солнечные блики и т.п.), так и действиями различных субъектов (движение транспорта, появление человека в зоне работ, появление конкурирующих объектов внимания и т.п.), что обуславливает необходимость оперативной оценки изменившейся обстановки и адаптации к изменению окружающих факторов с целью принятия адекватного решения.

В настоящее время активно развивается внедрение в дополнительный образовательный процесс обучение технологиям робототехники, т.е. практическому применению знаний при проектировании роботов или их систем управления, в частности, для повышения степени их автономности [1, п.3.3], а также методам управления беспилотными летательными аппаратами и наземными робототехническими комплексами.

Автономность в указанных условиях, то есть способность выполнять задачи по назначению на основе текущего состояния и восприятия внешней среды без вмешательства человека [9, п.3.3], реализовать в НРТК на сегодняшний день крайне сложно. Наиболее реалистично развивать супервизорное управление, т.е. управление с элементами автономности, при котором как оператор, так и робот могут взять на себя инициативу по выполнению поставленных задач [10, п.2.39]. Этот тип управления, использующий дистанционные датчики в системе управления робота, активно развивается и успешно реализуется в молодёжных робототехнических кружках в школах и в центрах технологической поддержки образования (ЦТПО) [11].

Тем не менее, в настоящее время наиболее актуально телеуправление, то есть управление в реальном времени движением робота, осуществляемое человеком дистанционно [9, п.6.17]. Как показал опыт специальной военной операции (СВО), телеуправлению БПЛА по радиоканалу с пульта оператора по изображению с установленной на борту "дрона" телекамеры необходимо обучаться довольно длительное время. Не менее, а может быть и более сложно обучаться управлению наземными РТК, поскольку движение мобильного робота (МР) происходит в более сложной среде (бездорожье, лес, водные преграды и т.п.) и поле зрения телекамеры обычно не охватывает всю сцену - впереди, сзади и по бортам робота. Опыт авторов при разработке систем техниче-

² Синергия - суммирующий эффект взаимодействия двух или более факторов, характеризующийся тем, что их действие существенно превосходит эффект каждого отдельного компонента в виде их простой суммы.

кого зрения (СТЗ) для РТК МЧС BROKK-110 и BROKK-330 [12] показал, что требуется установка на борту МР нескольких телекамер и организация передачи по радиоканалу многопоточкового видео.

Поэтому предлагается ввести в дополнительный образовательный процесс в учебных заведениях обучение телеуправлению наземными робототехническими комплексами и разработать соответствующую программу обучения, включающую игровой и соревновательный элемент.

Молодёжная робототехника

Начало молодёжной робототехники в России было положено в конце 90-х годов прошлого века - в декабре 1998 г. академик Дмитрий Евгеньевич Охочимский (1921-2005) вместе с профессорами МГУ Евгением Андреевичем Девяниным (1931-2002) и Анатолием Викторовичем Ленским (1940-2008) основали Всероссийский научно-технический фестиваль молодёжи "Мобильные роботы" [13]. Фестиваль представлял собой многоплановое мероприятие, включающее научную школу-конференцию, соревнования автономных мобильных роботов, изготовленных школьниками и студентами из различных городов России и других стран, показательные выступления роботов и демонстрацию новейших робототехнических систем, а спустя некоторое время и турнир по компьютерному (виртуальному) футболу. Начиная с 2003 года, фестиваль носит имя профессора Е.А. Девянина. Первые фестивали "Мобильные роботы" проходили во Франции и в них успешно выступали команды МГУ им. М.В. Ломоносова. Начиная с 1998 года фестивали стали проводиться в Москве на базе Института механики МГУ.

Соревнования автономных МР проводились на автоматизированном полигоне - горизонтальной площадке, разбитой на квадратные клетки, окрашенные так, что образуется шахматная доска (рис. 8).

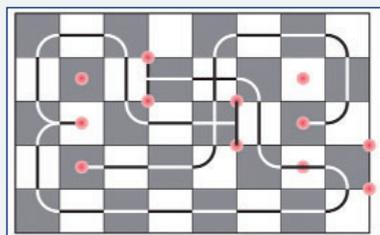


Рис. 8 Полигон для соревнования автономных МР

На полигоне нанесена полоса - трасса, образованная отрезками прямых и дуг окружностей. Полигон снабжён маяками - подвешенными над его поверхностью на высоте одного метра ИК-излучателями.

Соревнования между роботами проводились на время выполнения заданий:

1 - "Маяки". Со стартовой позиции робот движется к активному маяку. При контакте робота с маяком он автоматически выключается и включается следующий.

2 - "Ворота". Идентификация системой управления робота пары активных маяков как "ворота" и прохождение ворот без касания маяков.

3 - "Восьмёрка". Осуществляется попеременный объезд маяков, образующих ворота. При достижении заданного числа пересечений линии, соединяющей маяки, ворота выключаются и включается финишный маяк.

4 - "Змейка". Исходно включаются четыре маяка, формирующие "слаломную" траекторию, в конце которой формируются ворота из активных маяков. При пересечении последних ворот змейки все образующие её маяки выключаются и включается финишный маяк.

5 - "Полоса". Движение робота по трассе, обозначенной полосой и активными маяками в начальной и конечной позиции.

Следует отметить два важных момента: все задания выполнялись в автономном режиме, и автономные роботы создавались обычно выпускниками ВУЗов, т.е. практически подготовленными специалистами, под руководством преподавателей - профессоров. Для школьников, даже при современном обилии робототехнических наборов-конструкторов, создание автономных роботов задача крайне сложная, поскольку требует специальных знаний.

Как было отмечено ранее, наиболее реалистичным представляется обучение учащихся телеуправлению или супервизорному управлению готовыми или созданными самими учащимися робототехническими конструкциями. Примером таких работ является Творческий конкурс компетенций "РОБОТОН-Мир", который был создан в Москве в 2016 году по инициативе руководства трёх вузов: МГУ "СТАНКИН", МФТИ и НИТУ "МИСиС", а также ГБПОУ г. Москвы "Воробьёвы горы". Конкурс был рассчитан на участие учащихся 8-11-х классов школ города Москвы. Школьникам примерно за 10 дней нахождения в молодёжном лагере необходимо было создать мобильного робота с манипулятором из пластика, фанеры, микропроцессоров, иных электронных компонентов с использованием САПР (систем автоматизированного проектирования), 3D-принтеров, станков лазерной резки и разных инструментов для обработки металлов и пластика. Завершался конкурс соревнованием созданных роботов на время выполнения на специальном полигоне заранее заданного набора функций (рис. 9).



Рис. 9 Полигон и мобильные роботы (соревнование)

Для организации соревнований таких мобильных роботов необходимо создавать специальные автоматизированные полигоны, наподобие применённого в описанном выше фестивале.

Полигоны

На сегодняшний день промышленно создаются не только конструкторские наборы для создания роботов, но и полигоны для организации соответствующих конкурсов. Примером могут служить испытательный полигон "РТК" (рис. 10) - уникальная раз-



Рис. 10 Испытательный полигон "РТК"

работка, базовая платформа для тестирования и испытания РТК, создаваемых в процессе научно-технического творчества молодёжных робототехнических кружков и лабораторий [14], полигон РТК АГРО (рис. 11), представляющий собой реконфигурируемую полосу препятствий, составными элементами которой являются ячейки, имитирующие ландшафт сельскохозяйственных регионов Российской Федерации [15] и полигон РТК МИНИ (рис. 12), предназначенный для проведения местных региональных соревнований [16].



Рис. 11 Полигон РТК АГРО



Рис. 12 Полигон РТК МИНИ

Однако, это всё создано для испытаний и конкурсов мобильных роботов, изготовленных школьниками, но не для обучения управлению мобильными роботами в недетерминированной среде.

Роботизированный полигон

Для обучения управлению наземными РТК предлагается использовать гусеничные мобильные роботы типа VENOM JUNIOR [17] (рис. 13). Это, по утверждению фирмы-разработчика, самый безопасный транспорт для детей, не имеющий вредных выбросов. Его технические характеристики приведены в таблице 2.



Рис. 13 Мобильные роботы типа VENOM JUNIOR

Таблица 2

Технические характеристики робота VENOM JUNIOR

Исполнение катков	Полиуретан
Исполнение гусениц	Усиленное (кевлар)
Аккумулятор с установленным BMS	Литиевый, 36 В, ёмкость 62 А·ч
Бесколлекторный двигатель	2 x 350 Вт
Скорость перемещения (макс)	5 км/ч
Грузоподъемность	100 кг
Управление	Джойстик/пульт ДУ
Температура эксплуатации	от -30 до 42 °С
Свет	Led фары
Масс нетто	150 кг

Этот гусеничный мобильный робот предоставляет возможность научиться управлять им с помощью пульта дистанционного управления (ПДУ) в следующих режимах:

1. Отработка навыков управления роботом с места водителя.
2. Отработка навыков управления роботом в дистанционном визуальном режиме.
3. Отработка навыков телеуправления роботом, т.е. дистанционно по изображению на пульте управления (ПДУ) с телекамеры, установленной на роботе.
4. Отработка навыков телеуправления роботом с использованием изображения, получаемого с БПЛА, например, типа "квадрокоптер".

По аналогии с программой Конкурса компетенций "РОБОТОН-Мир" предлагается организовать между школьниками соревнование по технике управления роботом, на выполнение всех четырёх типов управления на время и точность.

Реализация

Практическая реализация обучения управлению мобильным роботом для учащихся московских школ была выполнена в летний период на базе полигона на спортивной площадке. Предварительно была проведена теоретическая подготовка участников, состоящая из занятий:

1. Устройство и конструкция гусеничных робототехнических машин.
 2. Краткий курс теоретических основ управления.
 3. Социальная интеллектуальная робототехника.
- На рис. 14 и 15 приведены примеры отработки навыков управления роботом с места водителя.



Рис. 14 Управление роботом с места водителя: преодоление препятствий



Рис. 15 Управление роботом с места водителя: движение по трассе

На рис. 16 приведён пример отработки навыков управления роботом в дистанционном визуальном режиме.

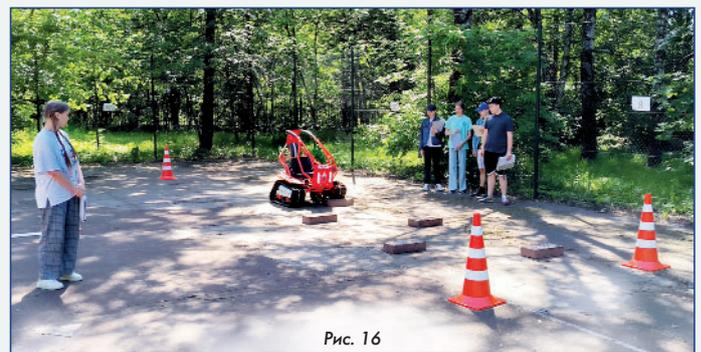


Рис. 16

На рис. 17 приведён пример отработки навыков телеуправления роботом, т.е. дистанционно по изображению на пульте управления (ПДУ) с телекамеры, установленной на роботе.



Рис. 17

Это лишь первый опыт проведения обучения учащихся управлению наземным робототехническим комплексом. В дальнейшем предполагается дополнить упражнения четвёртым вариантом управления - отработка навыков телеуправления роботом с использованием изображения, получаемого с БПЛА. При этом возможно использование полигонов различного вида.

Варианты полигона

Для проведения соревнований предлагается 3 варианта полигонов (рис. 18 - 20). Стрелками указаны движения роботов при выполнении упражнений.

Заключение

В последнее время активно продвигается идея включить в программу дополнительного образования практику управления беспилотными летательными аппаратами (дронами). Это предло-

жение вызвано показанной в СВО высокой эффективностью их применения. Не менее, а может быть и более важно научить молодых людей управлению наземными мобильными робототехническими комплексами, область применения которых более обширна по сравнению с БПЛА. Однако, дистанционное управление НРТК гораздо сложнее, поскольку сложнее условия их применения (сложнее окружающая их среда), особенно при решении задач МЧС. Кроме того, в отличие от БПЛА, НРТК могут снабжаться различными исполнительными механизмами (например, манипуляторами, позволяющими оперировать объектами окружающей среды), сложность дистанционного управления которыми вместе с управлением движением мобильного робота существенно возрастает.

Следует также отметить, что в процессе обучения обязательно необходимо включить соревновательный (игровой) элемент. 

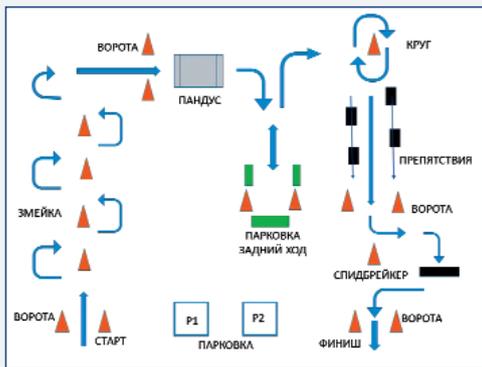


Рис. 18 Полигон, вариант 1

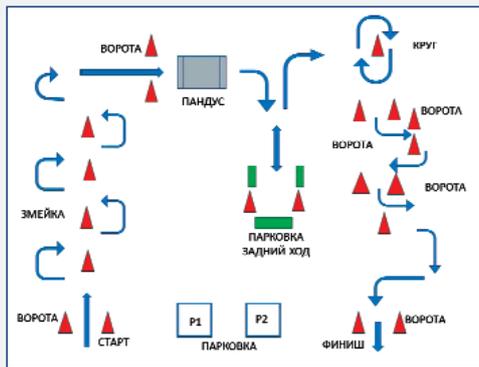


Рис. 19 Полигон, вариант 2

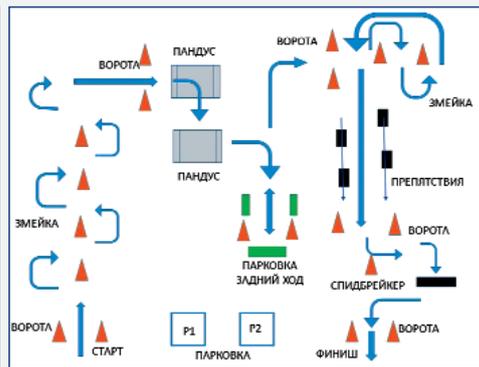


Рис. 20 Полигон, вариант 3

Список литературы

- ГОСТ Р 60.0.0.4-2019. [Эл. ресурс] URL: <https://files.stroyinf.ru/Data/707/70723.pdf> (дата обращения: 27.09.2023).
- Липовский Д.Д., Денисеня Ю.А., Васильев А.В. Специальные требования к робототехническим комплексам войск радиационной, химической и биологической защиты // Экстремальная робототехника и конверсионные тенденции. Труды Международной научно-технической конференции. - Санкт-Петербург: 2018. - с.361.
- Каталог наземных военных роботов различного назначения. [Эл. ресурс] URL: <https://robotrends.ru/robopedia/katalog-nazemnyh-voennyh-robotov-gazlichnogo-naznacheniya> (дата обращения: 27.09.2023).
- Малогобаритный робототехнический комплекс "КАПИТАН". [Эл. ресурс] URL: <https://rtc.ru/solution/kapitan/> (дата обращения: 27.09.2023).
- Малогобаритная разведывательная платформа (МРП) "КУРСАНТ". [Эл. ресурс] URL: <https://rtc.ru/solution/kursant/> (дата обращения: 27.09.2023).
- Ударные беспилотники России [Эл. ресурс] URL: https://dzen.ru/a/YjnpLjtOlkzPdQg2?referrer_clid=1400& (дата обращения: 27.09.2023)
- Каталог надводных военных роботизированных аппаратов. [Эл. ресурс] URL: <https://robotrends.ru/robopedia/katalog-nadvodnyh-voennyh-robotov> (дата обращения: 27.09.2023).
- Щариченко С.Г., Симанов С.Е., Сидоров И.М. Направления развития испытаний наземных робототехнических комплексов с учётом специфики применения в недетерминированных условиях // Экстремальная робототехника и конверсионные тенденции. 7-8 июня 2018 года, Санкт-Петербург, Труды Международной научно-технической конференции. - Санкт-Петербург: 2018. - с.17.
- ГОСТ Р 60.0.0.4-2023. [Электронный ресурс]. - URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Мехатроника/> (дата обращения: 26.09.2023).
- ГОСТ Р 60.6.3.1-2019.
- Андреев В.П., Ким В.Л., Кувшинов С.В. и др. Интеллектуальная робототехника. Проектно-исследовательская деятельность учащихся и студентов с использованием модульных коллаборативных робототехнических систем // Учебно-методическое пособие для организации дополнительного образования. Под ред. Березиной Н. И. - М.: Изд-во "ОнтоПринт", 2020. - 424 с.
- Построение системы технического зрения мобильного робота с использованием беспроводной технологии Wi-Fi / Андреев В.П., Кирсанов К.Б., Прысев Е.А., Пронкин В.Ю., Пряничников В.Е., Травушкин А.С. // Информационно-измерительные и управляющие системы. - М.: Изд-во "Радиотехника", ISSN: 2070-0814. - 2009. - Т.7, №6. - С.49 - 63.
- Полигон для отработки технологии управления автономным движением мобильных роботов. [Электронный ресурс]. - URL: https://gofan7.narod.ru/r_poligon.html (дата обращения: 26.09.2023).
- Образовательные комплекты и полигоны. [Электронный ресурс]. - URL: <https://rtc.ru/solution/poligon/> (дата обращения: 26.09.2023).
- Полигон для отработки технологии управления автономным движением мобильных роботов. [Электронный ресурс]. - URL: <https://rtc.ru/solution/poligon-rtk-agro/> (дата обращения: 26.09.2023).
- Полигон для отработки технологии управления автономным движением мобильных роботов. [Электронный ресурс]. - URL: <https://rtc.ru/solution/poligon-mini/> (дата обращения: 26.09.2023).
- Venom JR. [Электронный ресурс]. - URL: <https://rob-com.ru/tproduct/480874550-345183692891-venom-jr> (дата обращения: 26.09.2023).

Связь с авторами: kuvshinovs58@mail.ru

МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

ПРИМЕНЕНИЕ ПЛАЗМОТРОНОВ ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ

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

В статье на примере использования плазматрона демонстрируется возможность исследования газодинамических процессов в сверхзвуковых соплах со стенками, разгорающимися в процессе работы. В виде фотографий поверхностей, полученных после запусков, представлены характерные разгары проточных трактов, качественно характеризующие режимы течения около стенок. Получена экспериментальная зависимость для коэффициента расхода. Using the example of using a plasma torch, the article demonstrates the possibility of studying gas-dynamic processes in supersonic nozzles with walls that flare up during operation. In the form of photographs of surfaces obtained after launches, the characteristic peaks of the flow paths are presented, qualitatively characterizing the flow regimes near the walls. An experimental dependence for the flow coefficient is obtained.

Ключевые слова: механика сплошных сред, газовая динамика, плазматрон, турбулентность, коэффициент расхода.
Keywords: continuum mechanics, gas dynamics, plasma torch, turbulence, flow coefficient.

Изучение процессов сверхзвуковой газовой динамики весьма актуальная и сложная задача. Необходимость ее постановки диктуется возрастающим процессом создания сверхзвуковых летательных аппаратов, работающих на высокоэнтальпийных продуктах горения и дающих высокие энергомассовые характеристики. В процессе работы двигателей, которыми оснащены аппараты, их характеристики могут меняться. Так, например, сопловые блоки, изготовленные из углерода, могут разгораться. При этом геометрия проточного тракта изменяется: увеличивается критическое сечение сопла и меняется форма профиля. В таком разгорающемся сопле газодинамическая картина течения существенно зависит от временного фактора. Разгорающаяся поверхность приобретает сложный трехмерный вид. Течение вдоль стенки может поменять режим и из ламинарного превратиться в турбулентное. Увеличение размеров тракта приводит к уменьшению степени расширения сверхзвукового сопла и, как следствие, уменьшению удельного импульса тяги. Кроме того, форма сопла, деформируясь, влияет на нелинейное изменение по времени коэффициента расхода, а сложная трехмерная поверхность, омываемая газовым потоком приводит к увеличению газодинамических потерь удельного импульса тяги. Конструирование сопловых блоков маршевых и вспомогательных двигателей мало отличаются друг от друга. И там, и там имеется камера сгорания и сопло с дозвуковой и сверхзвуковой частью и областью критического сечения [1, 2]. В камере сгорания химическая энергия переходит в потенциальную, а в сопле потенциальная переходит в кинетическую энергию продуктов сгорания. Поток разгоняется, что ведет к созданию удельного импульса тяги и возникновению собственно тяги. В современных двигателях входная и критическая части сопла выполнены в виде моноблока из композиционного материала с малым эрозионным уносом (например из углеволокна, графита или углерод-углеродного композиционного материала (УУКМ) [3]. Характерными для вспомогательных двигателей являются максимально простые конструкции сопловых блоков, отличающиеся элементарными механическими соединениями. На рис. 1 и 2 представлены схемы сопловых блоков двигателя крана и двигателя отделения.

В конструкциях обоих двигателей присутствует вкладыш критического сечения. При проектировании ему отводится особое внимание. От стабильности размера вкладыша зависит постоянство степени расширения сопла, которая, в свою очередь, обеспечивает постоянство удельного импульса тяги за время работы двигательной установки. От степени эрозионной стойкости материала и геометрической формы его конструкции зависит его работоспособность. Важным элементом конструкции является цилиндрический участок в критическом сечении.

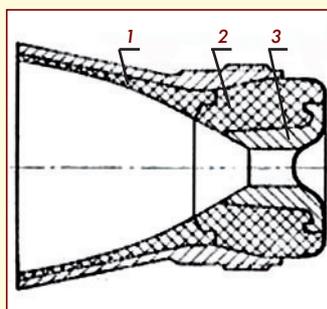


Рис. 1 Сопловой блок двигателя крана:
1 - эрозионно-стойкий раструб,
2 - армировка и 3 - облицовка
вкладыша критического сечения

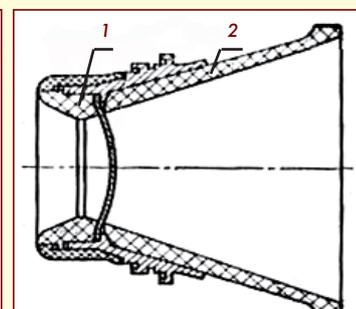


Рис. 2 Сопловой блок двигателя отделения:
1 - вкладыш критического сечения,
2 - эрозионно-стойкий раструб

Именно от длины этого цилиндра зависит величина удельного импульса тяги. Этот эффект был обнаружен в результате тепло-эрозионных и газодинамических испытаний. Ниже представлены экспериментальные зависимости, описывающие влияние тепло-эрозионного процесса на основную интегральную характеристику.

Экспериментальные исследования

Экспериментальные исследования проводились на плазматроне (рис. 3) [4]. Были проведены исследования по разгару фторопластового критического вкладыша. Испытания проведены на режиме при давлении $P_{кр} = 1,0$ МПа и температуре $T_k = 4000$ К. Разгар вкладыша происходил при временах работы плазматрона $\tau_{р\text{аб}} = 4$ и 8 с.

Вкладыш имел двоякоконическую форму с цилиндрической ленточкой в критическом сечении размером 6,4 мм. Полуугол конуса в дозвуковой части составлял 45° , в сверхзвуковой - 18° . Диаметр критического сечения $d_{кр} = 18$ мм. Испытания были проведены на спиртовоздушной смеси (СВС).

Внешний вид соплового вкладыша после испытаний имел весьма гладкую поверхность уноса. Не-

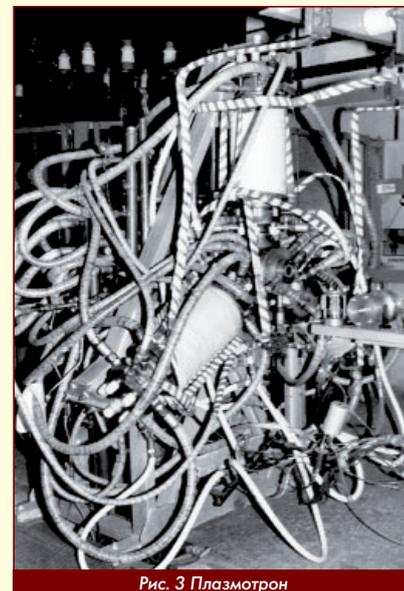
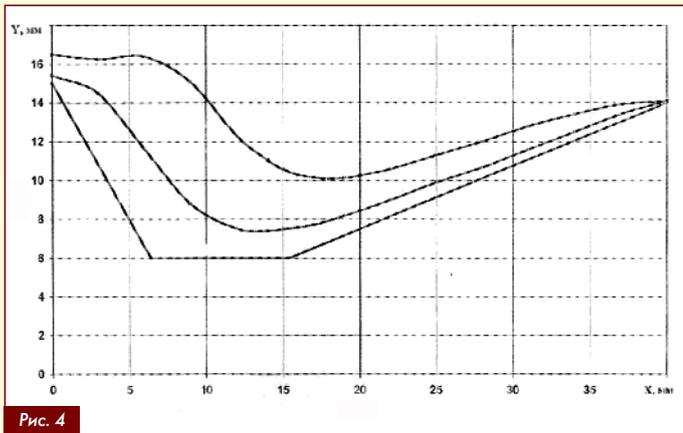


Рис. 3 Плазматрон

большие продольные борозды, проявившиеся после запуска за критическим сечением, можно было обнаружить только наощупь. Особенностью проведенных испытаний является несоизмеримо высокая скорость уноса в дозвуковой части, вызванная высоким значением абсолютной температуры в этой области. На рис. 4. представлены распределения уносов по длине вкладыша и времени работы.



При внимательном рассмотрении профиля уноса ($\tau_{\text{раб}} = 8$ с, верхняя линия) можно уже обнаружить прогиб на кривой, что говорит о её немонотонности и об особенностях разгара подобных конфигураций. Очевидно, что при другой геометрии вкладыша картина может измениться. Попробуем изучить эту немонотонную картину, монотонно меняя длину цилиндрического участка.

Влияние размера цилиндрического участка в области критического сечения на величину разгара вкладыша

Во многих конструкциях малогабаритных двигателей с диаметром критического сечения сопла не более 100 мм и малым временем работы (до 5...7 с) используются критические вкладыши двояко-конической формы с цилиндрическим пояском в горловине. Это вызвано простотой технологии их изготовления и, как следствие, экономической выгодой при серийном производстве.

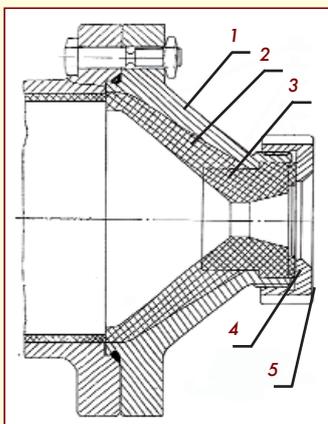
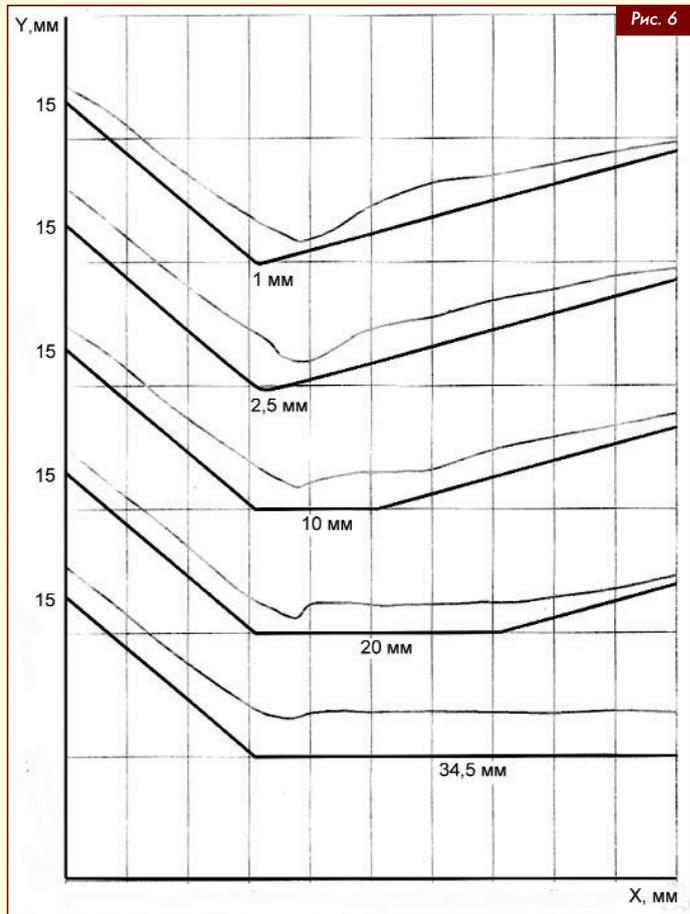


Рис. 5 Модельный сопловый блок: 1 - днище, 2 - теплозащита, 3 - образец, 4 - прижимное кольцо, 5 - гайка

В результате многочисленных испытаний подобных двигателей было замечено, что длина цилиндрического пояса влияет на величину и форму разгара вкладыша. Модельные испытания были призваны исследовать это влияние и получить количественные соотношения. Исследования проводились на модельном сопловом блоке (рис. 5) с разгорающимися вкладышами критического сечения, изготовленными из фторопласта-4.

Начальный диаметр критического сечения сопла $d_{кр}$ составлял 20 мм. Исследовались вкладыши с различной длиной цилиндрического пояса, начиная с $l = 0$ мм и кончая $l = l_0$ где l_0 - длина сопла. Исследования проходили при давлении $P_k = 5,0$ МПа и времени работы $\tau_{\text{раб}} = 0,5$ с. На рис. 6 представлены топограммы разгаров. Видно, что по месту стыка фторопласта с графитом в дозвуковой части соплового блока имеется тороидальное углубление, переходящее в бороздообразный унос продолжительностью вплоть до критики. Характерным является то, что сразу за критикой, оставляя резкий излом в контуре, практически формируя в этом месте угловую точку, развивается закритическая яма. В отдельных опытах критическая кромка неровная. За критикой видны появляющиеся на поверхности продольные борозды, переходящие в ячеистый разгар с последующей зоной ромбовидных узоров.



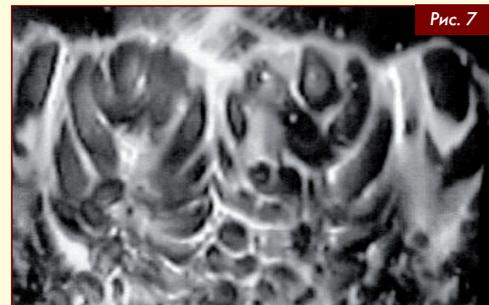
На рисунке также представлены линии разгаров для сопел, имеющих различные длины цилиндрических поясков. Видно, что за стыком в дозвуковой части и за критическим сечением сопла имеются зоны максимального уноса.

Глядя на линии разгаров можно действительно отметить явную немонотонность. Это наводит на мысль о том, что проходной для расхода канал будет существенно зависеть не только от площади минимального сечения, но и от коэффициента расхода.

Начальная стадия разгара критического вкладыша с крутой конической дозвуковой частью

Исследования на плазмотроне также показали, что в начальный момент в дозвуковой части появляется вогнутая поверхность и зарождаются вихри Тейлора-Гёртлера, которые распространяются в сторону горловины сопла. Образовавшаяся четкая кромка в критическом сечении сопла характеризует скачкообразный переход через скорость звука. При этом сжимается до минимума область трансзвукового течения. Наблюдаются следы интенсивного разгона потока в окрестности угловой точки. В области закритической ямы при симметричном разгаре критики видны следы вихрей Тейлора-Гёртлера. При нарушении осевой симметрии наблюдается интересная картина интерференции этих вихрей (рис. 7). При этом за критикой формируются замысловатые узоры, похожие на магнитные силовые линии, появляющиеся вблизи полюсов.

За зоной продольных вихрей видны следы компактных перемежающихся продольных жгутов. За стройной чередой этих жгутов выстраивается сверхзвуковое течение, печатая за собой на фторопластовой поверхности ромбовидные узоры.



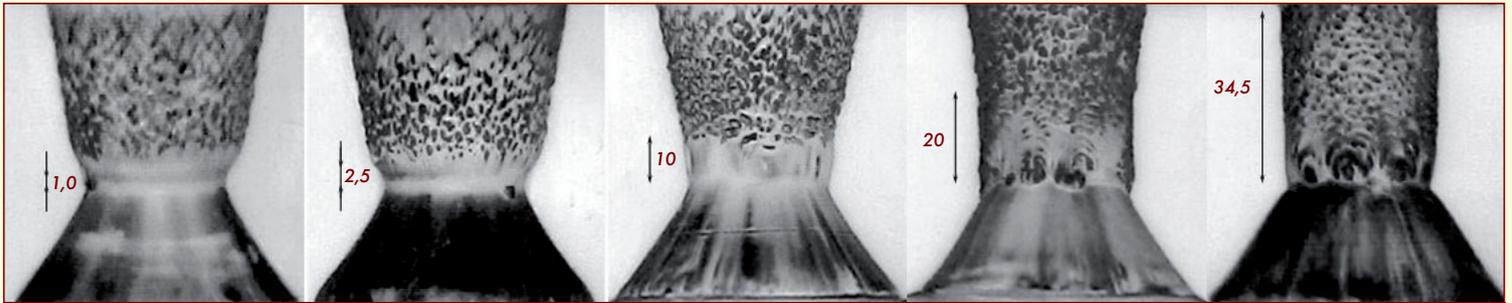


Рис. 8

Разгар вкладышей с различными длинами цилиндрических участков

Проведенные испытания на вкладышах с различными длинами цилиндрических участков в виде фотографий представлены на рис. 8. На рисунке отмечены упомянутые длины. Поверхность всех вкладышей очень рельефная. Это способствует появлению серьезной турбулентности, которая может сильно увеличить коэффициент расхода.

В этом случае в качестве интегральной характеристики разгара удобно использовать параметр:

$$Z = \frac{\mu F - \mu F_{кр}}{\mu F_{кр}}$$

где μ - коэффициент расхода; $F_{кр}$ - начальная площадь критического сечения сопла, F - текущая площадь.

Значения $\mu F_{кр}$ предварительно определялись с помощью продувок сопла холодным воздухом. Разгоревшиеся втулки так же продувались после огневого испытания. Результаты сравнивались с предварительными продувками на сопле, которое еще не прошло горячих испытаний.

Анализ результатов проводился по давлению в камере сгорания. Рабочая формула была получена из условия постоянства расхода:

$$G = \frac{P_k \mu F_{кр}}{\beta}$$

Из формулы получаем:

$$\mu F_{кр} = \frac{G_k \beta}{P_k}$$

где P_k - давление в камере и μ - расходный комплекс, величина консервативная. В результате рабочая формула примет вид:

$$Z = \frac{P_{к0}}{P_k} - 1.$$

На рис. 9 изображена экспериментальная зависимость параметра разгара от длины цилиндрического пояса.

Характерно то, что эта зависимость имеет экстремум при длине цилиндрического участка, равной 10 мм. Открылся неожиданный эффект цилиндрической ленточки, говорящий о том, что правильно выбранная конструкция определяет максимальный удель-

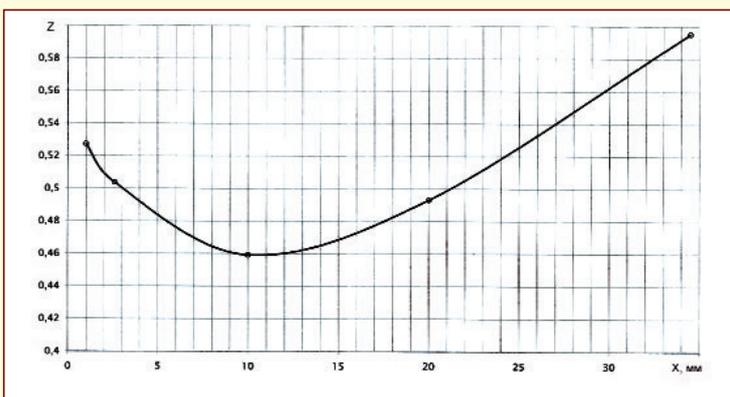


Рис. 9

ный импульс тяги. Из графической зависимости следует, что любое движение влево и вправо от минимального значения будет приводить к снижению степени расширения сопла, а, значит, к снижению удельного импульса тяги.

Темп снижения удельного импульса тяги продемонстрируем результатами термодинамического расчета на СВС. Из расчетов видно, что снижение давления в камере сгорания в среднем на каждые 4 Мпа приведет к снижению удельного импульса тяги на 10 с (рис. 10).

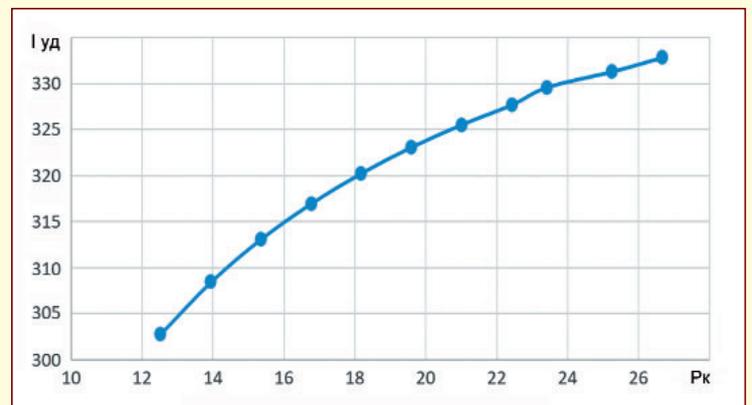


Рис. 10 График зависимости удельного импульса (СВС) от давления в камере сгорания

Выводы

1. Проведены всесторонние экспериментальные исследования на плазмотроне по влиянию формы критического вкладыша на разгар материала, из которого он изготовлен. Получены новые визуальные материалы, необходимые для теоретических исследований.

2. Получены количественные зависимости по разгарам и установлена их немонотонность. Выявлен экстремум кривой, соответствующий максимальному значению удельного импульса тяги. Его нахождение соответствует длине цилиндрической ленточки размером 10 мм.

3. Предварительные оценки показывают, что снижение давления в камере сгорания на 4 Мпа из-за разгара критического сечения при остающемся на том же уровне расхода, приводит к снижению удельного импульса тяги на 10 с, т.е. с потерей каждой атмосферы теряется примерно четверть секунды.

Литература

1. В.И. Феодосьев. Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1979.
2. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе / Л.П. Лавров, М.И. Соколовский, А.А. Болотов [и др.]. М.: Машиностроение, 1993.
3. И.М. Буланов, В.В. Воробей. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998.
4. А.Н. Голиков, Ю.М. Кочетков, Ю.С. Свирчук, В.Б. Федотов. Электродуговые плазмотроны Центра Келдыша // Двигатель. 2005. № 1.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

ЗАКОНОМЕРНОСТИ УНОСА МАТЕРИАЛОВ КОНЦЕВОЙ ЧАСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО СОПЛА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ КОНДЕНСИРОВАННОЙ ФАЗЫ

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

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

Александр Михайлович Молчанов, д.т.н., профессор

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

Важнейшей проблемой, сопровождающей разработку ракетных двигателей, является сохранение её материальной части от воздействия конденсированных продуктов сгорания. Наиболее подверженные зоны этого воздействия: лобовая часть утопленного сопла и его концевая часть. Причём концевая часть сопла в отличие от лобовой существенно определяет двухфазную газовую динамику разгорающегося сопла, особенно на его срезе. Задача осаждения на концевую часть сопла и износа из-за этого её материала может решаться исключительно расчётно-экспериментальным путём с целью установления закономерностей этого сложного процесса с последующей разработкой в будущем инженерной методики расчёта.

The most important problem accompanying the development of rocket engines is the preservation of its material part from the effects of condensed combustion products. The most susceptible areas of this impact are the frontal part of the recessed nozzle and its end part. Moreover, the end part of the nozzle, unlike the frontal one, significantly determines the two-phase gas dynamics of the flaring nozzle, especially on its cut. The problem of deposition on the end part of the nozzle and wear due to this of its material can be solved exclusively by computational and experimental means in order to establish the regularities of this complex process with the subsequent development in the future of an engineering calculation methodology.

Ключевые слова: двухфазный поток, конденсированная фаза, сверхзвуковое сопло, инженерный метод.

Keywords: supersonic nozzle, deposition, condensed combustion products, computational studies.

Методика проведения экспериментов по осаждению частиц конденсированной фазы

Экспериментальные исследования по осаждению конденсированной фазы на концевую часть сопла были проведены ранее на модельной установке. Результаты изложены в работе [1]. Сопла исследовались одновременно двумя методами: методом уноса массы и методом намораживания, с целью получения зависимостей для массовой скорости уноса материала от плотности тока осаждения частиц конденсированной фазы. В процессе работы испытывались сопла с постоянной геометрией дозвуковой и сверхзвуковой части. Диаметр критического сечения сопла составлял $d_{кр} = 22$ мм. Сверхзвуковая часть модельного сопла была спроектирована по "Руководству для конструкторов" [2] с параметрами: $M_0 = 3,593$; $k = 1,15$; $r^* = 0,86$. Выбор такого сопла был обусловлен гарантированным интенсивным осаждением конденсированной фазы на стенку раструба и подтвержден предварительными расчётами.

Исследование уноса материала из-за осаждения происходит в два этапа:

1 - экспериментальное определение массовой скорости осаждения частиц методом намораживания на сопло из нержавеющей стали;

2 - при тех же условиях определялась массовая скорость уноса фторопласта, из которого была изготовлена стенка модельного сопла. После экспериментов с намораживанием частиц производилась обработка результатов. Тонкий налипший слой из частиц окиси алюминия при помощи фторопластового ножа счищался последовательно с каждого металлического кольца раструба и взвешивался на аналитических весах. Результаты взвешивания пересчитывались с учётом времени намораживания на массовую скорость осаждения для каждого сечения сопла:

$$\dot{m}_{oc} = \frac{M_p}{t \cdot S},$$

где \dot{m}_{oc} - массовая скорость осаждения частиц конденсированной фазы; M_p - масса налипших частиц; t - время намораживания; S - поверхность кольца. Для повышения воспроизводимости результатов эксперименты многократно повторялись при одних и тех же режимах, а результаты экспериментов усреднялись.

Величина уноса из-за взаимодействия конденсированной фазы определялась на основании суммарного линейного уноса фторопласта за время работы двигательной установки. Контур сопла измерялся до и после эксперимента, а в качестве линейно-

го уноса принималась разница измерений. Измерения проводились в фиксированных сечениях вдоль оси сопла. За величину уноса принимался средний унос по восьми точкам на окружности в каждом сечении. Измерения производились с точностью до 0,1 мм.

При обработке экспериментальных данных учитывалось, что измеренная величина $\delta_{ун}$ является суммой $\delta_{ун} = \delta_k + \delta_l + \delta_p$. Причём лучистая составляющая δ_l в силу малости не учитывалась при обработке результатов. Величина конвективного уноса δ_k по сравнению с величиной эрозионного уноса δ_p была мала, поэтому считалось, что $\delta_{ун} = \delta_p$.

В результате обработки экспериментальных данных на модельном двигателе с металлической стенкой было получено распределение массовой скорости осаждения конденсированных частиц Al_2O_3 по длине сверхзвуковой части сопла, которое представлено на рис. 1.

Сплошная линия на рисунке - результат обработки зависимости $\dot{m}_{oc}(x)$ методом наименьших квадратов (МНК). Из рисунка видно, что массовая скорость осаждения в области среза сопла принимает своё максимальное значение, а ближе к критическому сечению - минимальное. При этом зависимость $\dot{m}_{oc}(x)$ является монотонно возрастающей. Физически это означает, что при увеличении длины сопла на стенку начинают выпадать частицы более крупных размеров. Это качественно согласуется с известными результатами расчётов по инерционному осаждению конденсированной фазы на концевом участке сопла. По методике, изложенной в работе [3], применительно к данной экспериментальной установке, расчётным путем было получено распределение средних углов подхода частиц к стенке по длине сопла. Расчёты представлены в таблице. Опытные данные обрабатывались по формуле:

$$\frac{\dot{m}_{oc}}{\dot{m}_{ocx}} (\Delta\theta_{p\text{ расч}}),$$

где \dot{m}_{oc} - плотность тока осаждения, \dot{m}_{ocx} - плотность тока



Рис. 1 Распределение плотности тока частиц по длине сопла

Таблица

Зависимость угла подхода частиц к стенке вдоль оси сопла

\bar{x}	5,55	9,3	13	16,5
$\Delta\theta_{p\text{ расч}}$	3,8	4,5	5,2	5,8

осаждения частиц в осевом направлении в начале осаждения и $\Delta\theta_{p\text{ расч}}$ - расчётные углы подхода частиц к стенке сопла.

В результате такой обработки было получено, что эта формула с хорошей точностью описывается аналитической функцией синус, что соответствует исследованиям эрозионного уноса на пластинах при натекании на них твёрдых частиц под различными углами атаки (рис. 2).

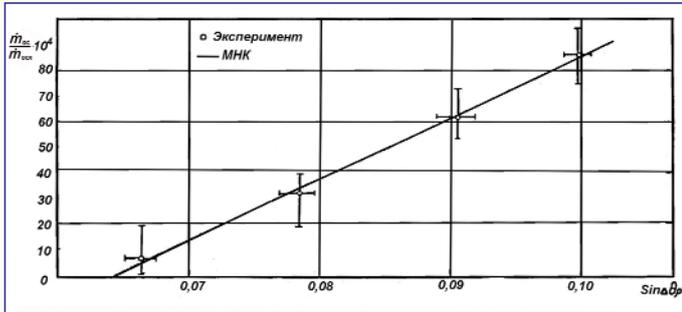


Рис. 2 Распределение плотности тока частиц по углу наклона контура сопла

Результаты экспериментов по распределению массовой скорости осаждения частиц на стенку модельного сопла сравнивались с распределением величин уноса фторопласта на том же контуре в подобных условиях эксперимента. На рис. 3 приведены распределения величин линейного уноса по длине сверхзвукового раструба.

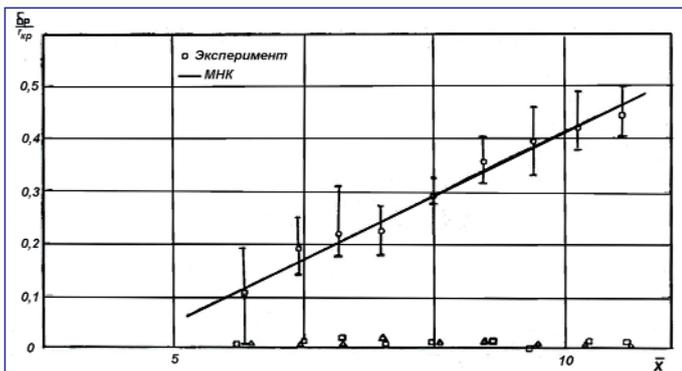


Рис. 3 Распределение уноса материала стенки по длине сопла

На рисунке также приведены результаты осреднения уносов по четырём экспериментам, проведённым в одинаковых условиях. Из рисунка видно, что величина линейного уноса возрастает по длине сопла от некоторого минимального значения до максимального значения на срезе сопла. Далее величина линейного уноса фторопласта за счёт осаждения была отнесена к экспериментальной величине массовой скорости осаждения, полученной методом намораживания конденсированных продуктов сгорания твёрдого топлива. Сопоставление этих результатов показало, что отношение $(\delta_p \cdot s_w) / \dot{m}_{ос} \cdot t$ остаётся примерно постоянным по длине сопла (рис. 4), откуда следует основной вывод работы о пропорциональности величины линейного уноса массовой скорости осаждения частиц конденсированной фазы на стенку сверхзвукового сопла.

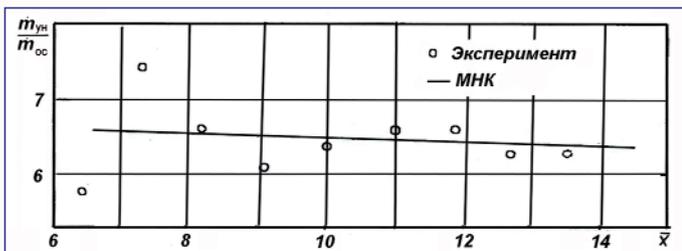


Рис. 4 Отношение массовой скорости уноса к плотности тока осаждения

Экспериментально на конических соплах был подтверждён факт о том, что на эти сопла частицы конденсированной фазы не выпадают.

Результаты расчётного исследования влияния параметров двигателя на осаждение частиц в сверхзвуковой части сопла

Далее представлено расчётное исследование влияния различных параметров процессов на массовую скорость уноса из-за осаждения конденсированной фазы продуктов сгорания с целью получения исходных данных для разработки инженерного метода расчёта. Расчёты проводились для крупногабаритных двигателей, исходные данные для которых взяты из иностранных открытых источников. Расчёты проводились по программам, разработанным на базе методик [3].

Влияние давления в камере на осаждение

Влияние давления на массовую скорость осаждения исследовалось на примере расчётов двигателя с диаметром критического сечения $d_{кр} = 400$ мм и геометрической степенью расширения сопла - 3,5. Теплофизические величины, необходимые в расчёте, были получены в результате термодинамических расчётов по программе "Астра". Расчёты проводились для давлений в камере сгорания 6, 10 и 20 МПа. На рис. 5 представлены расчётные зависимости вида $\dot{m}_{ос}(\bar{x}, p_k)$.



Рис. 5 Влияние давления в камере на плотность тока осаждения

Из рисунков следует, что при увеличении давления в камере сгорания массовая скорость осаждения частиц на стенку увеличивается к срезу сопла. Кривые имеют монотонный характер. Координата начала осаждения частиц для всех уровней давления примерно одинакова ($\bar{x} = 5,7$). На участке ($\bar{x} = 5,7 \dots 7,0$), где осаждение интенсивное, линии плотностей тока частиц не сильно отходят друг от друга для исследуемого диапазона давлений. Некоторое повышение плотности тока осаждения при увеличении давления связано с увеличением плотности тока газа. При этом происходит деформация линий тока газа и частицы подходят к стенке контура под несколько большим углом атаки.

Влияние размера критического сечения сопла

Варьирование размером критического сечения иллюстрируется расчётами при $d_{кр} = 50, 100$ и 200 мм. Исходные геометрические и термодинамические параметры были взяты аналогично предыдущим расчётам. В расчётах использовались безразмерные значения базового контура, при этом абсолютные значения координат соответственно были уменьшены пропорционально радиусу критического сечения сопла. На рис. 6 представлено распределение массовых скоростей осаждения частиц на концевую область сопла в зависимости от $r_{кр}$.

Расчёты показали, что при большем значении радиуса критического сечения массовая скорость осаждения принимает наибольшие значения, а при меньших, соответственно, значения уменьшаются. Особенности поведения кривых обусловлены формой контура сопла. Увеличение общего уровня потока осаждения

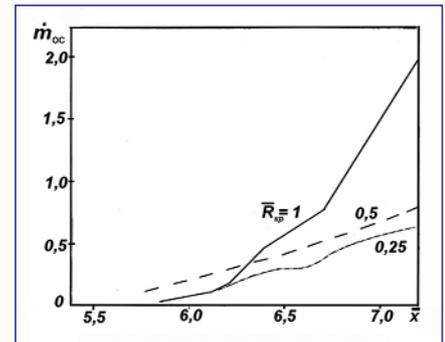


Рис. 6 Влияние радиуса критического сечения на плотность тока осаждения

конденсированной фазы связано с тем, что относительный размер частиц $\bar{D}_p = D_p/r_{кр}$ уменьшается и сопло с меньшим критическим сечением воспринимает частицы как более крупные. В этом случае подтверждается известный экспериментальный факт, что в малогабаритных двигателях частицы жгутуются в районе оси сопла. Теоретически этот факт объясняется ещё и тем, что число Стокса:

$$Stk = \frac{D_p^2 \cdot \delta_p \cdot \alpha_{кр}}{D_{кр} \cdot 18 \cdot \mu}$$

уменьшается, поскольку уменьшается время релаксации частиц к стенке сопла.

Влияние размера частиц

В расчётах варьировался размер оседающих на стенку частиц. При этом применялись соответствующие функции гамма-распределений. Для расчётов предварительно определялись термодинамические параметры. Расчётное давление составляло 10 МПа, диаметр критического сечения - $D_{кр}$ - 400 мм. Результаты расчётов показали, что плотность тока осаждения частиц для различных спектров имеет вид, аналогичный виду функций распределений и повторяет их особенности. Зависимость координаты пересечения предельных траекторий частиц конденсированной фазы с образующей контура сопла от размера одиночной частицы, выпадающей на стенку, является приблизительно линейной, что было ранее показано в работе [1] на примере расчётов траекторий осаждения частиц по различным методикам: $\bar{x} = \alpha \bar{D}_p$. Эта зависимость практически отслеживает массовую скорость осаждения, которая пропорциональна функции распределения: $\dot{m}_{ос} = b \cdot G \cdot (D_p(\bar{x}))$.

Влияние геометрии сопла

Специально проведённые расчёты по осаждению частиц на концевую часть сопла и её унос выявили сильную зависимость от геометрии сопла, особенно от формы транзвуковой части. На рис. 7 представлено распределение массовой скорости уносов по длине сопла в зависимости от радиуса скругления в критической области сопла.

Было показано существенное влияние формы за критической части на осаждение и унос материала стенки сопла. Установлено, что данная область, является основной разгонной областью потока и она наиболее существенно воздействует на частицы конденсированной фазы. Изменением её геометрии возможно управлять двухфазным потоком, фокусируя его.

Основные результаты

В результате анализа экспериментов и расчётов на осаждение показано влияние исследованных параметров на величину массовой скорости осаждения частиц в сверхзвуковой части раструба.

Показано, что зависимость массовой скорости осаждения от величины давления камере сгорания является возрастающей и близка к прямо пропорциональной: $m = c \cdot P_{кр}$. Радиус критического сечения сопла ($r_{кр}$) и размер конденсированных частиц (D_p) влияют на осаждение противоположным образом. При анализе это целесообразно рассматривать, применив критерий Стокса, который также учитывает и газодинамические параметры продуктов сгорания, зависящие от вида топлива. Одним из удачных результатов, полученных в работе, является результат по влиянию формы контура на массовую скорость осаждения. Было показано, что среднемаховая скорость уноса за всё время работы ДУ примерно такая же, как и в начальный момент времени. Поэтому в целях сокращения длительности расчётов по двумерной методике иногда целесообразно проводить расчёты для начального контура. В работе [1] на большой выборке экспериментальных результатов для крупногабаритных двигателей было показано, что величина массовой скорости уноса материала раструба пропорциональна массовой скорости инерционного осаждения частиц конденсированной фазы на стенку: $\dot{m}_{ун} = K_{\Sigma} \dot{m}_{ос}$, где $K_{\Sigma} = 0,23$ - коэффициент пропорциональности. Полученные закономерности впоследствии позволяют разработать инженерную методику для расчётов уноса материала концевой части сопла при осаждении частиц конденсированной фазы в продуктах сгорания топлива.

Выводы

Проведённые расчётно-экспериментальные исследования по влиянию на унос материала стенки осаждения конденсированных частиц в продуктах сгорания твёрдого топлива в области концевой части сверхзвукового сопла позволяют констатировать следующие положения:

1. Расчётным путем установлена зависимость плотности тока осаждения конденсированных частиц окиси алюминия на концевую часть сопла величины давления в камере сгорания, размера критического сечения и формы спектра частиц.
2. Особое влияние на осаждение оказывает форма транзвуковой части сопла, являясь инструментом фокусирования частиц.
3. На основании обобщения большого числа экспериментальных результатов показано, что массовая скорость уноса материала концевой части сопла пропорциональна плотности тока осаждения частиц в этом месте, а коэффициент пропорциональности равен 0,23.
4. Полученные зависимости необходимы для разработки инженерного метода расчёта.

Литература

1. А.М. Губертов, В.В. Миронов, Ю.М. Кочетков [и др.]. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твёрдого топлива. М.: Машиностроение, 2004.
2. Д.А. Мельников, У.Г. Пирумов, А.А. Сергиенко. Сопла реактивных двигателей // Аэродинамика и газодинамика. М.: Наука, 1976.
3. А.М. Молчанов. Математическое моделирование гиперзвуковых гомогенных и гетерогенных неравновесных течений при наличии сложного радиационно-конвективного теплообмена. М.: Издательство МАИ, 2017.

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ. Stratolaunch Roc сбросил The Talon



Компания Stratolaunch изначально планировала запуск космических ракет с

двухфузеляжного самолета-носителя Stratolaunch Roc. Но из-за финансовых трудностей от планов освоения космоса пришлось отказаться. Благо подвернулся проект Talon - создание многоразового гиперзвукового самолёта, предназначенного для перевозки полезных грузов на скорости более 5 М.

Масса гиперзвукового планера составляет 2,7 т. Длина фюзеляжа - 8,5 м, а размах

крыла - 3,4 м. В хвостовой части располагается ракетный двигатель, который должен разогнать аппарат до скорости 6 М.

В 2022 г. состоялся первый полёт с прототипом под индексом ТА-0, который предназначался для отработки сброса. Тестовый сброс планера компания совершила в мае 2023 года в ходе одиннадцатого полёта Stratolaunch Roc.

МОДИФИЦИРОВАННЫЕ УРАВНЕНИЯ МАКСВЕЛЛА С УЧЕТОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СО СРЕДОЙ РАСПРОСТРАНЕНИЯ

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

Физика - это наука о наиболее общих свойствах материи и её взаимодействиях. Взаимодействия материи можно условно разделить на контактные и полевые. Уравнения Максвелла, раскрывая полевые взаимодействия материальных объектов, не раскрывают реакцию среды распространения.

В статье сделана попытка перейти от "макроскопической" теории электродинамики [1 стр. 16] к "микроскопической" и раскрыть связь известных уравнений электромагнитного поля Максвелла с силовыми функционалами гравитационной волны. Т.е. от абстрактной точки пространства, для которой и записаны уравнения Максвелла, перейти к материальным объектам (МО), без учёта их формы и состояния, но имеющим строение (уровни) от тел к молекулам, атомам, нуклонам, электронам и далее до бесконечности вниз. Если температура МО выше 0 К, то в нем есть внутреннее движение его составных частей на всех уровнях, создающее электрические заряды, которые определяют функциональные электрические связи (ФС) внутренних элементов МО. Так современная химия, рассматривая состав таблицы Менделеева, объясняет структуру химических элементов на уровне молекул, атомов и электронов их электрическими связями или ФС, хотя таких уровней бесконечно много.

Внутреннее движение зарядов в МО создает внутреннее электромагнитное поле МО описываемое неким силовым функционалом $\Psi_{МО/Евн}(r, t)$, своего рода диаграммой направленности по напряженности электрического поля МО, характеризующее воздействие на внешние объекты. Сам МО может быть подвергнут внешнему электромагнитному воздействию (первичное поле) и в результате этого воздействия изменяется МО:

$$\Psi_{МО/Е}(r, t) = \Psi_{МО/Евн}(r, t) + \Psi_{МО/Евтор}(r, t),$$

где $\Psi_{МО/Евтор}(r, t)$ составляющая ЭМП МО, создаваемая от внешнего воздействия (вторичное поле).

Считаем, что МО имеет функционал $\Psi_{МО/Е}(r, t)$, которым он воздействует на окружающую среду, изменяя каждый $МО_{внеш}$ путем изменения как её $\Psi_{МО/Евнеш}(r, t)$, так и его импульс.

Изменяющееся внутреннее поле МО приводит к созданию вне этого МО различных явлений: например, звуковых волн (ЗВ) при условии достаточной мощности для разрыва функциональных связей молекул, атомов и т.д.; и гравитационных волн (ГВ). Под ГВ мы понимаем упорядоченное движение зарядов в среде под действием вторичного электромагнитного поля (ЭМП) МО, которое создает механическую упругую волну, фиксируемую интерферометрами, в соответствии с представлением о гравитации, высказанной в [2] и в соответствии с концепцией электрической вселенной [3].

Примечание. Мы различаем упорядоченное движение зарядов в теории электричества (электрический ток), и упорядоченное движение МО зарядов ($МО_{внеш} = МО_{ион, протон, электрон}$ и т.д.) со своими импульсами (гравитационная волна), которое воздействует на материальную среду, изменяя её свойства и фиксируемое, например, неподвижным интерферометром Саньяка.

Для случая, когда МО вторичным ЭМП оказывает силовое воздействие на $МО_{внеш}$, находящийся на расстоянии $r_{МО - МО_{внеш}}$ в соответствии с [2], и без учета влияния Земли и атмосферного давления, выражение силы имеет вид:

$$F_{МО/Г} = \frac{(\rho_{МО_{внеш}} + g_{МО_{внеш}}) \nabla [\Psi_{МО/Е}(r_{МО - МО_{внеш}})]}{8\pi\epsilon_0 (r_{МО - МО_{внеш}})^2}, \quad (1)$$

где $\rho_{МО_{внеш}}$ - поляризационный момент $МО_{внеш}$, пропорциональный количеству вещества в $МО_{внеш}$ и равный $\sum p_i$ (p_i - дипольный момент i -й молекулы $МО_{внеш}$), $g_{МО_{внеш}}$ - избыточный заряд $МО_{внеш}$, ∇ - набла функция, $\Psi_{МО/Е}(r_{МО - МО_{внеш}})$ - силовой функционал МО, показывающий напряженность электрического поля, созданного им в направлении $МО_{внеш}$, $r_{МО - МО_{внеш}}$ - расстояние между центрами масс МО и $МО_{внеш}$.

Примечание. В отличие от широко используемого термина "поляризованность" равной сумме дипольных моментов МО к его объёму, т.е. удельная величина, в (1) абсолютное значение как "поляризационный момент" пропорциональный количеству и качеству материи в МО.

В [4, стр. 7] дается определение поля как функции более чем одного параметра, ограничиваясь случаем, когда параметров всего четыре: время t и точка пространства $r = (x, y, z)$. Мы вместо точки пространства рассматриваем МО, который при температуре более 0 К имеет внутреннее электрическое поле, описываемое силовым функционалом $\Psi_{МО/Э}(r, t)$ с четырьмя параметрами - t - время, x, y, z - пространственные координаты точки пространства, где расположен центр тяжести МО, и вектором r - аргументом функционала, показывающего значение напряженности электрического (магнитного) поля в направлении r . При этом считаем, что в общем случае, поле $\Psi_{МО/Э}(r, t)$ неоднородно, как по уровню параметра, так и по частоте электромагнитного поля (ЭМП).

В соответствии с [2] вся материя при температуре выше 0 К поляризована, поэтому любой МО имеет своё электрическое поле.

Всем известно такое физическое явление как молния. Т.е. пробой материи воздуха с образованием плазмы, при котором составляющие (частицы) окружающей материи (не пробитой и вне молнии) приобретают импульсы от элементов плазмы пробитой материи, что приводит к образованию звуковой волны, которую также можно описать неким функционалом $\Psi_{МО/Зв}(r, t)$. Под МО может быть принят участок молнии, а упорядоченное движение элементов плазмы (зарядов) в МО создает ЭМП с $\Psi_{МО/Э}(r, t)$, которое при распространении воздействует на заряды не пробитой и вне молнии материи воздуха, образуя гравитационную волну, которую также можно описать силовым функционалом $\Psi_{МО/Г}(r, t)$. Все три составляющие являются характеристиками одного единого процесса в МО. Каждая из этих трёх составляющих $\{\Psi_{МО/Э}(r, t)$ [В/м, А/м], $\Psi_{МО/Зв}(r, t)$ [Па], $\Psi_{МО/Г}(r, t)$ [Па] должна входить в математическое описание единого физического явления влияния молнии на $МО_{внеш}$ среды распространения.

Описание ЭМП осуществлено Максвеллом. Известные уравнения Максвелла для некой точки пространства (поле в пределах МО, размеры которого стремятся к нулю):

$$\begin{cases} \text{rot}E = - \frac{dB}{dt}; \\ \text{rot}H = j + \frac{dD}{dt}; \\ \text{div}B = 0; \\ \text{div}D = \rho; \end{cases} \quad (2)$$

где E - вектор напряженности электрического поля, H - вектор напряженности магнитного поля, D - вектор электрической индукции, j - вектор тока проводимости, dD/dt - ток смещения, B - вектор магнитной индукции, ρ - объёмная плотность заряда.

Так как напряженности электрического и магнитных полей это характеристика как взаимодействия ЭМП с МО, так и состояния самого МО, то материальной основой этих уравнений являются подвижные заряды и образуемые ими токи в МО.

Рассматривая поле как возмущение среды передачи импульса, для рассматриваемого МО мы можем подходить к МО как к источнику ЭМП, когда первичными являются его заряды и токи, и в тоже

самое время как к отклику МО на внешнее (первичное) ЭМП, когда под действием сил внешнего ЭМП материя рассматриваемого МО **изменяет** свои электромагнитные характеристики.

Примечание - первую часть, когда МО - источник ЭМП - в современной физике изучают в разделе "Электродинамика", вторую часть - в разделе "Распространение радиоволн" или в разделе "Реофизика". На самом деле мы имеем дело с единым процессом, и он должен быть описан математически в **единой** системе уравнений.

В [4, стр. 127] представлены стохастические уравнения Максвелла, а среда материальными уравнениями, имеющими вид:

$$\begin{aligned} D(t, r) &= \int_{-\infty}^{+\infty} \epsilon(t-t', r) E(t', r) dt'; \\ B(t, r) &= \int_{-\infty}^{+\infty} \mu(t-t', r) H(t', r) dt', \end{aligned} \quad (3)$$

в которых среда (МО), как потребитель ЭМП, характеризуется диэлектрической и магнитной проницаемостью, ϵ и μ показаны функциями времени. Но в (2) и (3) нет связи ϵ и μ с параметрами действующего на среду первичного ЭМП, и совсем **не отражены процессы**, создающие звуковую и гравитационные волны.

Примечание: параметры ϵ и μ являются интегральными характеристиками среды и функциями от состояния и состава среды, а также от характеристик воздействующего на неё ЭМП.

Все процессы, происходящие в МО_{внеш} (среде) под воздействием ЭМП МО (раздел физики - реофизика), расходуют энергию ЭМП, формально это можно обозначить как диссипация материи.

Авторы в [3] формализуют рассмотрение явления диссипации материи, не учитывая, что материя имеет бесконечное количество уровней, а её структура держится за счет функциональных (электрических) связей (ФС).

Примечание: Под ФС понимаем совокупность электрических, силовых связей элементов МО при их **взаимодействии** и характеризующие внутреннее состояние системы или содержание и форму МО.

Разрыв ФС на различных уровнях материи зависит от частоты и амплитуды первичного ЭМП, и сам факт разрыва ФС приводит к:

- появлению дополнительных электрических зарядов. А их упорядоченное движение под действием первичного ЭМП и ведет к появлению дополнительного тока $\Delta j(t, D)$, а сам ток формирует вторичное ЭМП и он же вызывает ГВ;

- приобретению импульсов, как зарядов, так и нейтральных МО, что ведёт к изменению общего объёма МО, на который действует ЭМП - т.е. к повышению температуры и образованию звуковой и гравитационных волн, или диссипации энергии.

Таким образом, выражение (2) должно отражать процедуру взаимодействия ЭМП со средой. Процедура взаимодействия ЭМП с МО среды может быть представлена на рис. 1.

Учитывая процедуру взаимодействия ЭМП со средой, уравнения Максвелла должны быть дополнены характеристиками среды, отражающими не только её диэлектрическую, магнитную проницаемость и проводимость (известные материальные уравнения) но и их изменения, а также звуковую и гравитационные волны, принцип формирования которых представлен на рис. 2 для случая, когда МО имеет состояние плазмы (элемент молнии), а окружающая материя в состоянии газа ($N_{гМО}$ - удельное количество зарядов в МО, $N_{гвнеш}$ - удельное количество зарядов в окружающем газе).

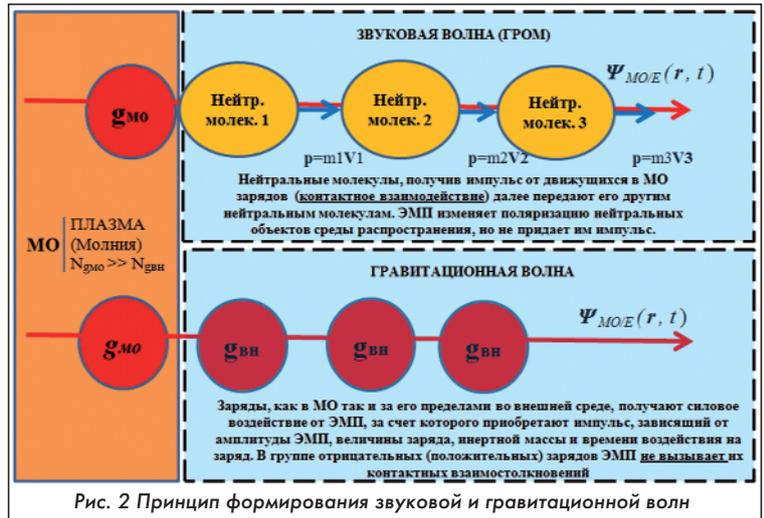


Рис. 2 Принцип формирования звуковой и гравитационной волн

Тогда выражения:

$$\text{rot}H = j + \frac{dD}{dt} \text{ и } \text{div}D = \rho$$

необходимо изменить.

Рассмотрим второе уравнение Максвелла. В правой части, которого записаны так называемые ток проводимости j и ток смещения dD/dt . По определению электрический ток это **упорядоченное** движение зарядов. И кто же упорядочивает движение зарядов МО - внешнее поле $\Psi_{ВН/ЭМП}(r, t)$, и которое собственно является **причиной** тока. Причем внешнее поле есть сумма различных полей как постоянных (например, Земли) так и переменных, поэтому внешнее поле будем обозначать неким вектором E . При решении конкретной задачи для конкретного внешнего источника необходимо использовать функционал $\Psi_{ВН/ЭМП}(r, t)$.

Плотность тока проводимости, в соответствии с законом Ома, равна $j = \sigma E$, где σ - проводимость среды. Проводимость среды **меняется** под воздействием ЭМП (рвутся ФС и образуются свободные заряды) и равна:

$$\sigma(t, D) = \sum_{i=1}^{\infty} \sum_{j=1}^{N_j} g_{ji}(t, D) n_{ji}(t, D) \mu_{ji}(t, D) = \sigma_0 + \Delta\sigma(t, D), \quad (4)$$

где g_{ji} - i -й заряд на уровне j [Кл], N_j - количество МО на j -м уровне, n_{ji} - концентрация зарядов [$1/m^3$], μ_{ji} - подвижность зарядов [$m^2V^{-1}s^{-1}$], σ_0 - проводимость среды в $t=0$, $\Delta\sigma(t, D)$ - изменение проводимости в момент времени t от действия ЭМП на рассматриваемый МО. При этом вектор D - характеристика внешнего поля.

Если считать, что до воздействия ЭМП рассматриваемый МО имел начальный совокупный (по всем уровням) заряд g_0 , обеспечивающий проводимость среды σ_0 и обеспечивающий внутренние токи МО j_0 , а при воздействии внешнего ЭМП, из-за разрыва ФС по уровням МО появляются дополнительные заряды $\Delta g(t, D)$, обеспечивающие проводимость среды и дополнительные токи Δj . Сумма токов $j_0 + \Delta j$ создают **электрическое поле** МО $\Psi_{МО/Э}(r, t)$ и тогда 2-е уравнение Максвелла равно:

$$\text{rot} \Psi_{МО/Э}(r, t) = \{ \sigma_0 + \Delta\sigma(t, D) \} E + \frac{d[\epsilon \epsilon_0 \Psi_{МО/Э}(r, t)]}{dt}, \quad (5)$$

где E - вектор напряженности внешнего электрического поля,



Рис. 1 Взаимодействие электромагнитного поля со средой

$\Psi_{MO/E}(r, t)$ - силовое внутреннее и вторичное ЭП МО.

Ток смещения $d[\Psi_{MO/E}(r, t) = \Psi_{MO/E_{вн}}(r, t) + \Psi_{MO/E_{втор}}(r, t)]dt$, являясь характеристикой изменения электрического поля внутри МО и характеризующую силовое воздействие на внутренние и внешние МО. Внутренние МО, приобретая импульс под действием пандемоторной силы, контактно воздействуют на внешние МО, а вторичное ЭМП оказывает полевое воздействие на МО, содержащие избыток зарядов одной полярности т.е. заряды (см. рис. 2), тем самым создавая ГВ.

Реально внешнее поле для МО это совокупность различных ЭМП, в том числе и поля Земли, обеспечивающее притяжение МО к планете [2], и делающего сам МО поляризованным. Изменение внешних полей, в том числе и поля Земли, обеспечивает изменение поляризации МО P_n . Кроме того, воздействие внешних полей приводит к изменению температуры и объема МО. Таким образом, ток смещения вызывает не только ротацию магнитного поля, но и изменения поляризации и объема МО.

Изменение объема МО на его границе приводит к **контактно-му** взаимодействию с окружающей материей и тем самым создаёт звуковое поле МО $\Psi_{MO/Зв}(r, t)$ что можно записать как:

$$\frac{d\Psi_{MO/E}(r, t)}{dt} = \Psi_{MO/Зв}(r, t). \quad (6)$$

ЭМП МО $\Psi_{MO/E}(r, t)$ на границе МО создает **полевое** взаимодействие с окружающей материей, причем конкретно с зарядами на всех уровнях материи, что вызывает групповое, **не контактное** движение зарядов, которое мы рассматриваем как гравитационное, в общем виде его можно представить силовым функционалом $\Psi_{MO/\Gamma}(r, t)$. Тогда выражение (6) можно представить как:

$$\frac{d\Psi_{MO/E}(r, t)}{dt} = \Psi_{MO/Зв}(r, t) + \Psi_{MO/\Gamma}(r, t). \quad (7)$$

где функционал $\Psi_{MO/Зв}(r, t)$ отражает **контактно-**е взаимодействие составных частей МО с окружающей материей, а $\Psi_{MO/\Gamma}(r, t)$ **полевое** взаимодействие МО с **зарядами** окружающей материи.

В поляризованной материи $MO_{внеш}$ под действием изменяющегося ЭМП МО происходит изменение вектора поляризации $MO_{внеш}$ $P_{MO_{внеш}} = \alpha E$, α - поляризуемость материи, тогда выражение (6) принимает вид:

$$\frac{d\Psi_{MO/E}(r, t)}{dt} = \Psi_{MO/Зв}(r, t) + \Psi_{MO/\Gamma}(r, t) + \frac{dP_{MO_{внеш}}(r, t)}{dt}. \quad (8)$$

Второе уравнение Максвелла в виде (5) (поле внутри МО) и добавочно (8) (упругие поля вне МО и внутреннее изменение поляризации окружающих (внешних) $MO_{внеш}$) отражают процесс взаимодействия первичного ЭМП МО с материей ($MO_{внеш}$) в результате которого образуются вторичное ЭМП, ЗВ, ГВ и переполаризация составных частей внешних $MO_{внеш}$.

Для **молекул** [1 стр. 124] момент сил $N = [p_0 E]$, где $p = N\beta E$, N - число молекул в МО, β - поляризуемость молекул. Для нашей модели МО необходимо вводить поляризуемость для всех уровней, а не только молекул. При этом топология поляризуемых МО может быть не только линейной.

Тогда, вектор поляризации:

$$P_{nMO_{внеш}}(t) = \sum_{i=1}^{\infty} \sum_{j=1}^{N_i} \beta_{ji}(t) E(t), \quad (9)$$

где β_{ji} - поляризуемость кластеров, молекул, атомов, нуклонов и т.д. в соответствии с номером уровня - j , i - номер материального объекта внутри уровня.

Вывод

1. Исходя из концепции электрической вселенной [2] под **гравитационной волной** принимается упорядоченное движение зарядов в среде, под действием вторичного электромагнитного поля (ЭМП) МО, которое создает механическую упругую волну, фиксируемую интерферометрами.

2. Уравнения Максвелла при учете реакции среды распространения ЭМП принимают следующий вид:

$$\begin{cases} \text{rot} E = - \frac{dB}{dt}; \\ \text{rot} \Psi_{MO/M}(r, t) = \{\sigma_0 + \Delta\sigma(t, D)\} E + \frac{d[\epsilon\epsilon_0 \Psi_{MO/E}(r, t)]}{dt}, \\ \text{div} B = 0; \\ \text{div}[\epsilon\epsilon_0 \Psi_{MO/E}(r, t)] = \rho_0 + \Delta\rho(t, D); \\ \frac{d\Psi_{MO/E}(r, t)}{dt} = \Psi_{MO/Зв}(r, t) + \Psi_{MO/\Gamma}(r, t) + \frac{dP_{MO_{внеш}}(r, t)}{dt}; \\ P_{nMO_{внеш}}(t) = \sum_{i=1}^{\infty} \sum_{j=1}^{N_i} \beta_{ji}(t) E(t), \end{cases}$$

где $E(t)$ - напряженность внешнего электрического поля, B - магнитная индукция внешнего магнитного поля, $\Psi_{MO/E}(r, t)$ - функционал электрического поля МО, $\Psi_{MO/\Gamma}(r, t)$ - функционал магнитного поля МО, $P_{nMO_{внеш}}$ - вектор поляризации диэлектрика МО внешней среды, $\beta_{ji}(t)$ - поляризуемость материальных i -х объектов на j -х уровнях $MO_{внеш}$, изменяющаяся под воздействием внешнего поля в процессе поляризации (при процессах ионизации и пробоя происходит процесс создания свободных зарядов) при этом происходит изменение топологии МО, N_i - количество внутренних МО на i -м уровне МО, i_0 - плотность тока проводимости, образованного движущимися зарядами, существовавшими до воздействия внешнего первичного ЭМП, $\Delta\sigma(t, D)$ - дополнительная проводимость МО за счет зарядов, образующих приращение плотности заряда - $\Delta\rho(t, D)$ и образующихся в процессе взаимодействия ЭМП МО с материей $MO_{внеш}$ (средой) в процессе ионизации и пробоя МО. \square

Литература

1. И.Е. Тамм. Основы теории электричества. М. ФИЗМАТЛИТ. 2003.
2. Д.Н. Воронков. Гравитация // Двигатель. 2022. № 4-6. Стр. 56-60.
3. Л.А. Похмельных. Электрическая вселенная. Под ред. академика РАН Д.С. Стребкова. М.: ФГБНУ ФЦАМ ВИМ, ООО "Сам Полиграфист", 2019.
4. С.М. Рытов, Ю.А. Кравцов, В.И. Татарский. Введение в статистическую радиофизику. Часть 2. Случайные поля. М.: Наука. 1978. Стр. 7.



ВОПРОСЫ РЕАЛИЗАЦИИ СИСТЕМЫ ПРОГНОСТИКИ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АГРЕГАТОВ, ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ И СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ВЕРТОЛЁТОВ

Антон Николаевич Дергачев, аспирант Московского авиационного института (национальный исследовательский университет)
Ольга Алексеевна Есипович, аспирант Московского авиационного института (национальный исследовательский университет)
Алексей Александрович Ефремов, к.т.н., начальник отделения - главный конструктор по научно-техническому заделу АО "Национальный центр вертолётостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова"
Никита Вячеславович Пальченко, директор научно-конструкторского центра перспективных проектов АО "Национальный центр вертолётостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова"

В данной статье рассматриваются предпосылки к созданию системы прогностики технического состояния агрегатов вертолёт и ее интеграцию в систему послепродажного обслуживания. Применяемые на вертолётках системы мониторинга и диагностики технического состояния летательных аппаратов (HUMS), позволяют определить параметры работы агрегатов силовой установки и трансмиссии в рамках выполняемого полета, а также при оперативном обслуживании. В первую очередь системы HUMS создавались с целью обслуживания агрегатов вертолёт по техническому состоянию, однако определить остаточные ресурсы агрегатов при помощи данных систем не представляется возможным. Предлагаемая система прогностики технического состояния агрегатов и функциональных систем предусматривает использование регистрируемых параметров полёта вертолёт и параметров, регистрируемых системой HUMS, и позволяет анализировать причины возникновения дефектов и прогнозировать остаточный ресурс агрегатов с учетом динамики развития дефектов до достижения предотказного состояния. Интеграция получаемой информации о состоянии агрегатов в информационно-аналитическую систему позволит оптимизировать материально-техническое обеспечение эксплуатирующих организаций и обеспечить разработчиков авиационной техники информацией о результатах эксплуатации и использовать её в качестве исходных данных для совершенствования характеристик вертолёт и его агрегатов.
This article discusses the prerequisites for the creation of a system for predicting the technical condition of helicopter units and its integration into the after-sales service system. The systems of monitoring and diagnostics of the technical condition of aircraft (HUMS) used on helicopters make it possible to determine the parameters of the operation of the power plant and transmission units within the framework of the flight, as well as during operational maintenance. First of all, the HUMS systems were created for the purpose of servicing the helicopter units according to their technical condition, but it is not possible to determine the residual resources of the units using these systems. The proposed system for predicting the technical condition of aggregates and functional systems provides for the use of recorded helicopter flight parameters and parameters recorded by the HUMS system, and allows you to analyze the causes of defects and predict the residual life of aggregates, taking into account the dynamics of the development of defects before reaching the pre-failure state. The integration of the received information about the state of the units into the information and analytical system will optimize the material and technical support of operating organizations and will provide developers of aviation equipment with information about the results of operation and will make possible to use it as input data to improve the characteristics of the helicopter and its units.

Ключевые слова: HUMS, система диагностики, прогностика, вертолёт, техническое состояние.
Keywords: HUMS, diagnostic system, prognostics, helicopter, technical condition.

Введение

На современных вертолётках различных стран все чаще внедряются системы HUMS (Health and usage monitoring system), показавшие свою эффективность в области повышения безопасности полётов и экономическую эффективность, связанную с упрощением процедур технического обслуживания систем и агрегатов вертолёт. Применение HUMS также позволило многим эксплуатирующим организациям значительно сэкономить благодаря минимизации досрочной замены агрегатов.

Типовой состав систем HUMS предусматривает контроль технического состояния агрегатов силовой установки и трансмиссии, а также соконусность и весовую балансировку лопастей несущего винта [1].

Безусловно, техническое состояние агрегатов силовой установки и трансмиссии оказывает существенное влияние на безопасность полетов, однако с точки зрения полноценной технической эксплуатации вертолёт по состоянию автоматизированного контроля технического состояния указанных агрегатов недостаточно.

В составе конструкции и функциональных систем вертолёт имеют особые ответственные агрегаты, т.е. агрегаты, отказ или повреждение которых может привести к аварийной или катастрофической ситуации. Большинство из этих агрегатов не относится к несущей системе и трансмиссии вертолёт, что позволяет сделать вывод о неполном охвате контролем функциональных систем и агрегатов вертолёт системами HUMS. Номенклатура ответственных агрегатов зависит от конструктивных особенностей вертолёт, функционального назначения и решаемых задач, а

также условий эксплуатации. Сложность оценки технического состояния отдельных элементов конструкции и силовых элементов заключается в:

- необходимости приостановки эксплуатации вертолёт и демонтажа крупных агрегатов;
- наличии требуемого материально-технического обеспечения, что исключает проведение данных работ в автономных условиях;
- невозможности применения отдельных методов неразрушающего контроля;
- значительной трудоемкости проводимых процедур;
- труднодоступности отдельных контролируемых элементов конструкции и агрегатов (узлы крепления консолей крыла, поворотные узлы рулей направления и т.д.).

Таким образом, применяемые методы автоматизированной оценки технического состояния агрегатов и элементов силовых конструкций требуют индивидуальных подходов.

Формирование различных модификаций вертолёт для решения специфических задач могут потребовать проведения дополнительных испытаний агрегатов. В качестве примера можно привести следующее:

- адаптация вертолёт к эксплуатации на кораблях;
- применение вертолёт для трелевки леса;
- эксплуатация вертолёт для решения поисково-спасательных операций, ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций, решения специальных задач и боевого применения;
- расширение географии эксплуатации авиационной техники, в т.ч. в регионах с резкими и значительными перепадами температур в течение суток.

Данные условия эксплуатации оказывают значительное влияние на характер воздействующих нагрузок на элементы силовых конструкций и агрегатов, периодичность и продолжительность их воздействия, а также продолжительность работы агрегатов силовой установки и функциональных систем на предельных режимах, сопровождающихся повышенными перегрузками. Определение объёма испытаний агрегатов и силовых элементов конструкции на воздействия с учетом перспективного расширения условий эксплуатации проектируемого вертолёта и его реализация осложняются с учетом следующих факторов:

- ограниченные сроки проектирования, создания опытного образца, испытаний и поставки вертолетов заказчику;
- ограниченное финансирование проводимых работ;
- перспективные возможности применения (решения целевых задач) типа вертолёта и расширение граничных условий эксплуатации находятся за рамками требований заказчика к поставляемой модификации вертолёта;
- сложность в формировании унифицированной программы и методики испытаний агрегатов с учетом существенных отличий в периодичности и продолжительности воздействия внешних факторов и нагрузок в различных условиях эксплуатации;
- трудоёмкость и длительность проведения отдельных испытаний (на воздействие статических и динамических нагрузок, ресурсные и климатические испытания и т.д.);
- совершенствование применяемых технологий и материалов в авиационной промышленности;
- отсутствие в достаточном объёме статистики в части оказываемого влияния отдельных факторов и их совокупности на показатели долговечности агрегатов и силовых конструкций вертолётов в различных условиях эксплуатации.

Помимо анализа текущего технического состояния агрегатов вертолёта актуальными являются вопросы прогнозирования появления и развития неисправностей систем и агрегатов, приводящих к отказам. Совокупность методик и технических средств анализа технического состояния агрегатов и прогнозирования появления и развития дефектов позволяют совершенствовать техническую эксплуатацию по состоянию, а также оптимизировать материально-техническое снабжение эксплуатирующих организаций.

Стоит отметить, что прогнозирование технического состояния вертолёта и его агрегатов является достаточно наукоемким процессом. К данному процессу стоит отнести следующие процедуры:

- проведение различных испытаний (ресурсные, на воздействие статических и динамических нагрузок, на воздействие внешних воздействующих факторов и т.д.);
- анализ результатов эксплуатации (в части отказов/повреждений с учетом условий эксплуатации);
- оценка технического состояния агрегатов и принятие решения о возможности дальнейшей эксплуатации;
- анализ надежности систем и агрегатов;
- расчет прочности агрегатов;
- совершенствование методов и средств диагностирования и неразрушающего контроля;
- разработка и развитие методов диагностирования возникновения и развития дефектов, приводящих к отказам.

Многообразие применяемых технологий и материалов, а также отличия в назначениях и принципах работы отдельных агрегатов требуют индивидуальных подходов, что значительно увеличивает объём требуемых исследований. Вопросы контроля технического состояния агрегатов и прогнозирования развития неисправностей актуальны не только в области вертолетостроения, но и в других отраслях промышленности, что требует в проводимых исследованиях использовать достигнутые результаты, совершенствовать расчётные и экспериментальные методы с дальнейшей адаптацией применительно к агрегатам вертолёта и подбором средств измерений и контроля с учетом функциональных и габаритно-массовых характеристик.

Актуальность создания системы прогнозности технического состояния агрегатов заключается в необходимости заблаговре-

менного определения остаточных ресурсов агрегатов при наличии предпосылок к появлению дефектов или их появлении до отказа агрегата. Применение получаемых данных позволит наиболее эффективно планировать полётное задание (например, исключать работу систем на предельных режимах и повышенные перегрузки), а также работы по техническому обслуживанию и материально-техническое обеспечение.

Результаты

Научно-методические подходы, применяемые при разработке системы прогнозности технического состояния агрегатов вертолётов, заключаются в создании единого комплекса, включающего в себя систему измерений, комплекс обработки данных и информационно-аналитическую систему. Подробная структура интегрированной системы прогнозности технического состояния представлена на рис. 1

Контролируемые параметры в процессе эксплуатации вертолёта измеряются при помощи датчиков. Часть датчиков входит в комплекс базового оборудования, и информация с них поступает в систему регистрации полётных данных. Остальные параметры контролируются системой диагностики (HUMS).

Предпосылки к возникновению и сами дефекты возможно определять по прямым и косвенным признакам. К прямым стоит отнести признаки, позволяющие однозначно определить элемент конструкции или агрегат функциональной системы. В качестве примера прямого признака можно привести повреждение лопасти, целостность которой контролируется опико-волоконными датчиками, или падение ёмкости аккумулятора. Косвенные признаки позволяют определить функциональную систему или группу смежных функциональных систем, в которых отмечены предпосылки к возникновению дефектов или возникающий дефект. При этом наличие и степень отклонения показателей работы систем и агрегатов от номинальных значений, режимы работы и другие факторы способствуют наиболее точной идентификации искомого агрегата или элемента системы. В качестве примера можно привести падение давления в гидросистеме. В данном случае возможны следующие причины:

- нарушение герметичности соединений или повреждение трубопроводов;
- неисправность насоса;
- засорение фильтра.

Методика определения предпосылок к возникновению дефектов требует формирования номенклатуры контролируемых агрегатов, функциональных систем и элементов силовых конструкций с учетом степени их влияния на условия выполняемого полета, с указанием:

- критериев определения предпосылок к возникновению и наличия дефектов;
- характер изменения параметров работы, степень и скорость изменений параметров;
- степень влияния изменения параметров работы функциональной системы или агрегата на смежные системы;
- возможность продолжения безопасного полета с проявившимся дефектом (возможна дальнейшая эксплуатация до предотказного состояния агрегата, возможно продолжение полета с ограничениями по маневрированию и перегрузкам, рекомендуется прекратить полетное задание и вернуться на аэродром или требуется вынужденная посадка);
- влияние качества выполняемых процедур по техническому обслуживанию на изменения параметров работы агрегатов и функциональных систем (соблюдение момента затяжки болтов, контровка/шплинтовка соединений, возобновление или замена смазки и т.д.).

Особое внимание стоит обратить на процесс формирования требований к методикам и средствам контроля параметров работы и состояния агрегатов, а также элементов конструкции. В качестве особенностей, влияющих на достоверность и точность контролируемых параметров, стоит отметить:

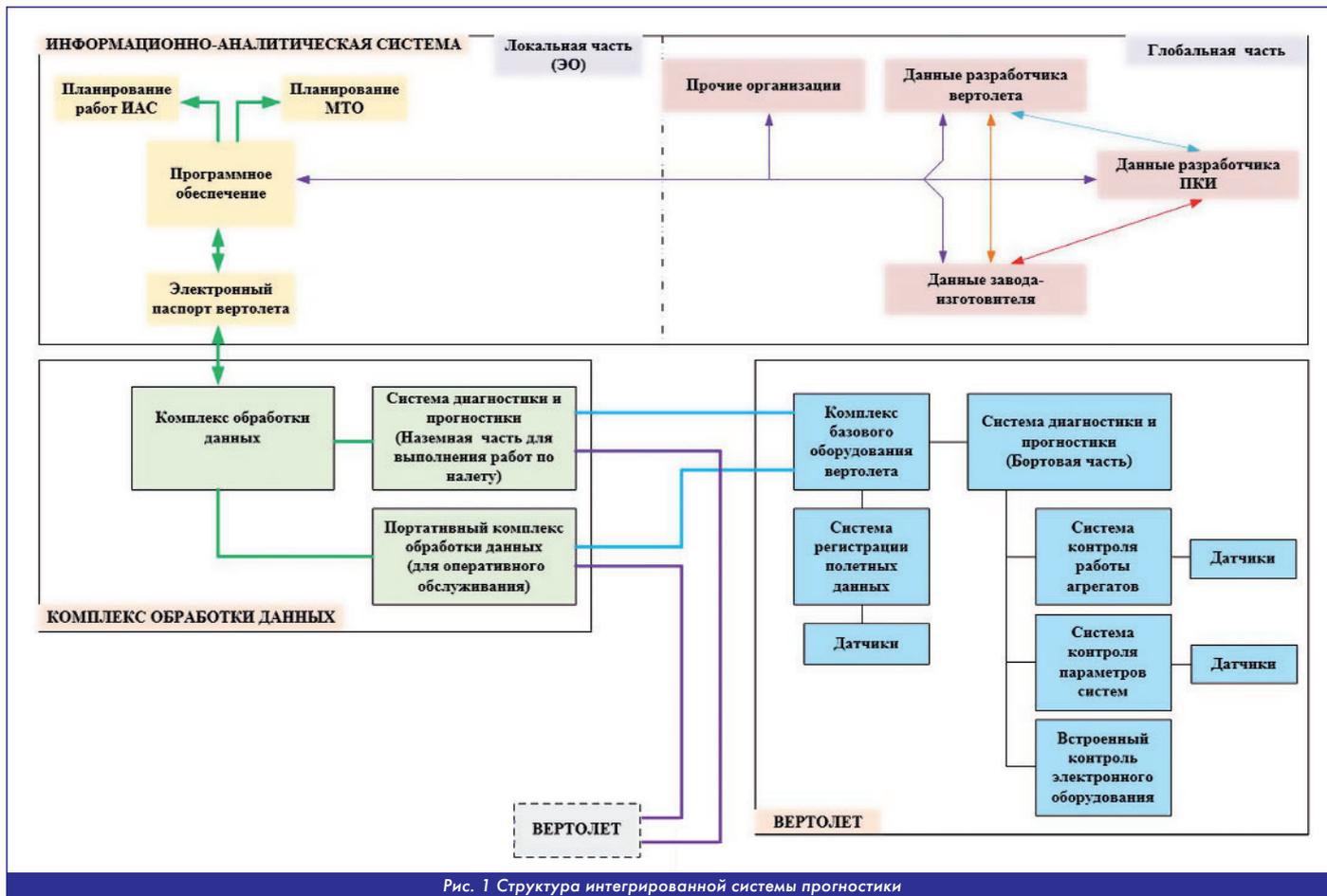


Рис. 1 Структура интегрированной системы прогнокти

- чувствительность датчиков и диапазон измеряемых параметров;

- необходимость снижения влияния внешних факторов при замерах конкретных параметров (например, шум двигателей при анализе акустической картины редуктора, повышение температуры элементов вращающихся агрегатов в "горячих" отсеках, изменение свойств смазочных материалов и применяемых в агрегатах газов при резком изменении температуры окружающей среды и т.д.);

- обеспечение контроля параметров агрегата по всей длине (площади), в т.ч. частично закрытым другими элементами агрегата (например, вал редуктора);

- необходимость формирования номенклатуры косвенных признаков, позволяющих однозначно идентифицировать агрегат с прогнозируемым или развивающимся дефектом.

В процессе эксплуатации вертолёт регистрируемые параметры при помощи съёмных носителей переносятся в комплекс обработки информации, где специализированное программное обеспечение обрабатывает информацию, отображает наличие/отсутствие замечаний по работе агрегатов и систем. Информация с комплекса обработки данных поступает в информационно-аналитическую систему, состоящую из локальной части (установленной в эксплуатирующей организации) и глобальной, в которую поступают данные от всех эксплуатирующих организаций. Локальная часть информационно-аналитической системы предполагает актуализацию электронного паспорта вертолётa и формирование задач для планирования работы инженерно-авиационной службы (ИАС) эксплуатирующей организации (ЭО) и материально-технического обеспечения (МТО). Данные из локальной части информационно-аналитической системы поступают к разработчикам авиационной техники и покупных комплектующих изделий (ПКИ), на завод-изготовитель авиационной техники и другие заинтересованные организации (при необходимости). Также информация от указанных организаций поступает во все эксплуатирующие организации.

Все контролируемые параметры синхронизируются по време-

ни, учитываются срабатывания разовых команд, метеорологическая обстановка (температура наружного воздуха, давление и т.д.), перегрузки. Совокупность регистрируемых данных позволяет:

- учитывать общую наработку агрегатов с детализацией продолжительности работы на различных режимах;

- степень отклонений от номинальных характеристик работы агрегатов, их продолжительность, сопутствующие факторы, как в момент возникновения превышений, так и заблаговременно;

- диагностировать характер отклонений от номинальных характеристик работы агрегатов (появление постепенное/резкое, продолжительность кратковременная/постоянная, величина отклонения постоянная/нарастающая);

- определить дополнительный объём работ по осмотру и обслуживанию агрегатов (проверка на наземном комплексе, возобновление смазки и т.д.) с учетом косвенных признаков.

Наиболее критичные параметры работы агрегатов обрабатываются и анализируются бортовой системой в режиме реального времени, при наличии предпосылок к отказам в течение выполняемого полёта информация выдается лётному экипажу, остальные данные обрабатываются и анализируются наземным комплексом.

Электронный паспорт вертолётa предусматривает следующую информацию:

- сведения о вертолётe (заводской номер, дата начала эксплуатации, общий налёт и т.д.);

- сведения о системах вертолётa и комплектующих изделиях (с указанием заводских номеров агрегатов);

- заданные показатели долговечности (назначенный ресурс, ограничения по эксплуатации);

- соотношение "назначенный ресурс - фактический налёт";

- электронный эталон нормальной работы агрегатов (виброакустическая картина, график изменения температур, циклограмма работы электродвигателей и т.д.);

- наработку агрегатов, в т.ч. на отдельных режимах;

- периодичность обслуживания отдельных агрегатов (осмотр,

смазка, замена жидкостей и т.д.);

- данные о замене агрегатов и выполненном обслуживании;
- данные по отказам/неисправностям систем и агрегатов;
- прочие данные.

Все данные обрабатываются и актуализируются в локальной части информационно-аналитической системы, обобщаются по всей авиационной технике, формируются рекомендации в планировании работ ИАС эксплуатирующей организации и необходимости использования расходных материалов или комплектующих изделий. Обобщенные данные поступают в глобальную часть информационно-аналитической системы:

- обобщенная статистика по налету конкретного вертолёта / типа вертолёта / парка эксплуатирующей организации;
- статистика по отказам агрегатов;
- данные по использованию расходных материалов и комплектующих изделий (для уточнения норм расхода и планирования запасных частей);
- данные по условиям эксплуатации вертолётов, появлению отклонений от нормальных параметров работы агрегатов и сопутствующих факторах при их возникновении;
- прочие данные.

Данные из глобальной части информационно-аналитической системы могут поступать к следующим потребителям (организациям): к разработчику вертолёта, на завод-изготовитель, поставщикам комплектующих изделий (в ограниченном объёме), а при необходимости и в другие заинтересованные организации (в ограниченном объёме). Заинтересованными организациями могут быть: эксплуатирующая организация (при наличии парков вертолётов в различных регионах), авиационные власти, научно-исследовательские институты по направлениям, лизинговые компании и т.д.

От разработчика вертолёта, завода-изготовителя и поставщиков агрегатов в глобальную часть информационно-аналитической системы могут вноситься изменения в электронный паспорт вертолёта/агрегата (в ограниченном объёме), которые затем передаются в эксплуатирующие организации. На основе данных из информационно-аналитической системы уточняются показатели надёжности агрегатов, проводится анализ факторов, влияющих на возникновение тех или иных дефектов и неисправностей, а также формируются рекомендации для совершенствования характеристик систем и агрегатов.

Стоит отметить, что разработка системы прогностики технического состояния агрегатов ввиду её сложности должна осуществляться поэтапно и включать (но не ограничиваться):

- анализ номенклатуры регистрируемых параметров лётных данных в части возможности их использования для оценки технического состояния конструкций, систем и агрегатов, а также для определения или прогнозирования неисправностей;
- определение номенклатуры контролируемых агрегатов и их параметров, перечня возможных неисправностей и причин их возникновения (с группировкой по степени влияния на безопасность пилотирования);
- формирование требований к методам контроля работоспособности агрегатов и прогнозирования появления и развития дефектов, а также к датчикам и способам их установки;
- формирование требований (в части номенклатуры контролируемых параметров) к бортовому элементу системы, портативному комплексу для оперативного обслуживания вертолёта в полевых условиях, а также к стационарному комплексу для анализа и обслуживания в заводских условиях;

- разработка образца электронного паспорта вертолёта (агрегата);

- интеграция локальной и глобальной частей информационно-аналитической системы в систему послепродажного обслуживания вертолёта.

Подтверждением целесообразности и возможности создания интегрированной системы диагностики для вертолётной техники служит также база данных результатов различных исследований и экспериментов расчётно-теоретических методов в области диагностики технического состояния агрегатов и систем, которые реализуются в системах типа HUMS, основанных на точности и достоверности измерения сигналов с элементами прогнозирования развития дефектов силовых конструкций и функциональных агрегатов вертолёта, изделий из различных материалов и другие информационные источники в этой области исследований. В качестве примера можно привести следующие работы: исследования в области точности формирования полетных данных [2, 3], прогностики оставшегося срока службы агрегатов [4] и частоты отказов [5].

Заключение

Современный научно-технический уровень, определяемый достижениями в области исследований методов диагностики технического состояния агрегатов и прогностики технического состояния по отдельным параметрам работы агрегата, позволяет сделать вывод о возможности создания комплексной системы прогностики технического состояния агрегатов вертолёта. Данная система позволит определить остаточный ресурс агрегатов до достижения предотказного состояния и оптимизировать работы по техническому обслуживанию и материально-техническому обеспечению вертолёта. Интеграция данных эксплуатации вертолётов в единую информационно-аналитическую систему позволит значительно улучшить процесс эксплуатации вертолетного парка, а также сформировать необходимую статистику по эксплуатации вертолетов в различных условиях, необходимой для совершенствования конструкции агрегатов, анализа условий и причин появления дефектов, а также формирования программ технического обслуживания и ремонта авиационной техники.

Помимо экономического эффекта, полученного в результате внедрения систем HUMS, внедрение системы прогностики технического состояния агрегатов, функциональных систем и силовых конструкций вертолётов позволит:

- обеспечить эксплуатацию агрегатов до предотказного состояния, что дополнительно уменьшит долю досрочной замены агрегатов;
- существенно сократить номенклатуру и объём проводимых испытаний отдельных агрегатов (на воздействие статических и динамических нагрузок, ресурсные и прочие испытания);
- оптимизировать систему материально-технического обеспечения эксплуатирующих организаций путём оценки остаточного ресурса агрегатов;
- значительно повысить эффективность эксплуатации вертолётного парка благодаря повышению готовности, снижению вероятности невыполнения полётного задания и оптимизации процесса технического обслуживания;
- сформировать требуемые статистические данные по результатам эксплуатации, степени влияния отдельных факторов на причины возникновения и развития дефектов агрегатов в различных условиях эксплуатации, что в свою очередь позволит уточнить требования к новым материалам и конструкции агрегатов.

Ссылки

1. Health and Usage Monitoring Systems Toolkit. US JHSIT <https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/4682.pdf>
2. Zihao Ye, Research on Flight Data Processing Method Applied to Parameters Identification of Aircraft Model, DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.08.010
3. Alicia Fernandes et al. Conference: AIAA SCITECH 2023 Forum Prediction of Critical Aircraft Performance Model Parameters from Historical Flight Data DOI:10.2514/6.2023-2532
4. David Siegel et al. A particle filtering approach to remaining useful life prediction of aircraft engines <https://www.researchgate.net/publication/287077773>
5. Wenqiang Li, Ning Hou, Aircraft Failure Rate Prediction Method Based on CEEMD and Combined Model DOI:10.1155/2022/8455629

Связь с авторами: olga544@bk.ru

СОЗДАНИЕ ВЫСОКОНАПОРНОГО АГРЕГАТА НАДДУВА ДЛЯ СЕМЕЙСТВА ДИЗЕЛЕЙ ДМ185 В РАМКАХ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ

Андрей Анатольевич Мартынов,
начальник отдела АО СКБ "Турбина"

Олег Григорьевич Машков,
начальник отдела АО СКБ "Турбина",

ассистент кафедры "Автомобильный транспорт", к.т.н.

Дмитрий Сергеевич Шестаков,

заместитель главного конструктора ООО "Уральский дизель-моторный завод",

доцент кафедры "Турбины и двигатели", к.т.н.

Одной из задач, которую необходимо решить при разработке дизеля, соответствующего современным нормам по экологическим показателям и экономичности, является создание высоконапорного агрегата наддува. В современных реалиях, где ограничивается импорт иностранных турбокомпрессоров фирмы ABB (Швейцария), необходим отечественный продукт. Создание высоконапорного агрегата наддува имеет ряд конструктивных особенностей, которые нужно учитывать при выполнении расчётного проектирования и разработке конструкторской документации. В статье показан подход к выбору зазоров между ротором и корпусными деталями, при котором учитываются конструкция подшипника, суммарные отклонения размеров и величины температурного расширения деталей. Приведено соотношение для выбора диаметра вала. Выполнена оценка влияния зазоров на параметры турбокомпрессоров. Оговорены основные настройки программ по пространственному моделированию течения рабочего тела в компрессоре и турбине. В результате проделанной работы создан отечественный высоконапорный агрегат наддува, обладающий высокими техническими характеристиками. Представлены количественные данные об эксплуатационных характеристиках дизеля 6ДМ-185Т. Сделаны выводы о дальнейших шагах по модернизации систем наддува и газообмена.

One of the tasks that must be solved when developing a diesel engine that meets modern standards for environmental performance and efficiency is the creation of a high-pressure supercharging unit. In modern realities, where the import of foreign turbochargers from ABB (Switzerland) is limited, a domestic product is needed. The creation of a high-pressure boost unit has a number of design features that need to be taken into account when performing design calculations and developing design documentation. The article shows an approach to the choice of gaps between the rotor and the body parts, which takes into account the bearing design, the total size deviations and the magnitude of the thermal expansion of the parts. The ratio for choosing the shaft diameter is given. The influence of gaps on the parameters of turbochargers was evaluated. The basic settings of programs for spatial modeling of the working fluid flow in the compressor and turbine are specified. As a result of the work done, a domestic high-pressure supercharging unit with high technical characteristics was created. Quantitative data on the performance characteristics of the 6DM-185T diesel are presented. Conclusions are drawn about further steps to modernize the boost and gas exchange systems.

Ключевые слова: высоконапорный турбокомпрессор, подшипник, расчёт проточной части, компрессор и турбина, гидравлическая характеристика.

Keywords: high-pressure turbocharger, bearing, calculation of the flow part, compressor and turbine, hydraulic characteristics.

Введение

ООО "Уральский дизель-моторный завод" - российский производитель дизелей семейства ДМ-21 мощностью от 1050 л.с. до 2600 л.с. для железнодорожной и морской техники. В последние годы на предприятии велась разработка семейства дизелей ДМ-185 с высоконапорным наддувом (степень повышения давления в компрессоре $\pi_k > 4,5$), параметры которых отвечают современным требованиям к удельным эффективным показателям и экологичности. При проектировании дизеля 6ДМ-185 для обеспечения параметров наддува первоначально была выбрана модель турбокомпрессора А130 фирмы ABB (Швейцария). Данная модель отличается высокими величинами коэффициента полезного действия и степени повышения давления в компрессоре $\pi_k \approx 5$, что позволило достичь заложенных в техническом задании показателей экономичности дизеля. Однако ввиду высокой стоимости турбокомпрессоров фирмы ABB, а также запрета поставок европейских комплектов, для обеспечения работы системы наддува было принято решение заместить иностранные турбокомпрессоры российскими.

В АО СКБ "Турбина" с 2020 года ведется разработка турбокомпрессора ТКР201 - аналога моделей TPS48 и А130 фирмы ABB. Конструкция турбокомпрессора разработана на основе имеющегося у предприятия опыта и методов проектирования подшипниковых узлов, корпусных деталей и лопаточных машин. В то же время наличие характерных для ТКР201 повышенных нагрузок от действия температуры, давления и центробежных сил потребовало проведения большого количества расчётных исследований каждого узла для обеспечения работоспособности конструкции в целом.

Параметры компрессора и турбины турбокомпрессора очень чувствительны к величине зазора между наружным меридиональным контуром колеса и неподвижной поверхностью покрывного диска, поэтому при выполнении проектирования важно назначать минимально возможный конструктивный зазор между колёсами и покрывными дисками. Эти значения минимальных зазоров должны быть учтены при выполнении газодинамических и прочностных расчётов колёс турбокомпрессора. Ниже приведена рекомендованная авторами последовательность выполнения расчётов при проектировании турбокомпрессора с учётом зазоров между колёсами и неподвижными поверхностями покрывного диска.

Выбор схемы и типа подшипника

Подшипник турбокомпрессора - ключевой узел, в значительной степени определяющий надёжность и долговечность конструкции в целом, а также максимально допустимые частоту вращения и массу ротора, величины зазоров между рабочими колёсами и покрывными дисками.

В турбокомпрессоре ТКР201 применён многослойный подшипниковый узел с промежуточным элементом - вращающейся втулкой [1], который положительно зарекомендовал себя на других турбокомпрессорах производства АО СКБ "Турбина". Конструкция подшипника - это набор из вращающейся втулки, внутри которой располагается ротор, и наружной качающейся втулки, устанавливаемой в корпус средней с ограниченной степенью свободы. Преимуществом многослойного подшипника является увеличенная надёжность работы (при заедании одной сторо-

ны втулка продолжает работать другой стороной), повышенная виброустойчивость, уменьшение тепловыделения по сравнению с другими типами подшипников скольжения [2], [3]. Основным недостатком - худшее центрирование вала ротора и, как следствие, увеличенный угол перекоса ротора.

Перекося ротора относительно неподвижных корпусных деталей ограничивает величину минимальных значений зазоров между колесом компрессора и покрывным диском компрессора, и между колесом турбины и покрывным диском турбины. Величина перекоса ротора относительно корпусов в целом определяется:

- 1 - конструкцией подшипникового узла;
- 2 - суммарными отклонением размеров деталей;
- 3 - величиной температурного расширения деталей на рабочих максимальных режимах.

Схема расчёта перекоса ротора в подшипниковом узле представлена на рис. 1.

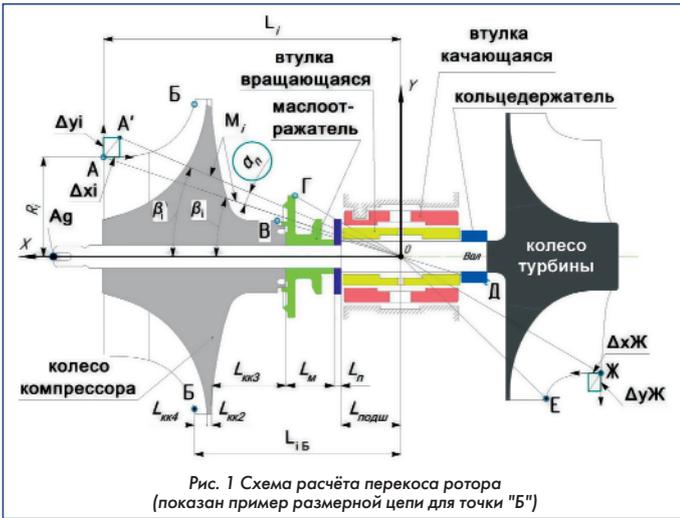


Рис. 1 Схема расчёта перекоса ротора (показан пример размерной цепи для точки "Б")

Для расчёта величины перекоса ротора решается задача пространственной размерной цепи (метод полной взаимозаменяемости). Размерная цепь должна учитывать набор линейных размеров ротора, зазоры в подшипниковом узле, пространственное расположение рассчитываемых точек относительно центра перекоса ротора. За центр перекоса ротора принимается центр втулки, вращающейся на роторе, точка "О", (см. рис. 1). Стоит отметить, что номиналы и допуски на линейные и угловые параметры рассматриваются как взаимосвязанные величины. В общем виде уравнение имеет вид:

$$\begin{cases} L_i = \sum_{j=1}^n \vec{L}_j - \sum_{k=1}^p \vec{L}_k \\ \beta_i = \arctg \left(\frac{R_i}{L_i} \right) \\ \alpha_n = \sum_{m=1}^k \arctg \left(\frac{\Delta S_m}{L_{m \text{ опоры}}} \right) \\ \Delta x_i = L_i - \left(\sqrt{R_i^2 - L_i^2} \cdot \cos(\beta_i + \alpha_n) \right) \\ \Delta y_i = L_i - \left(\sqrt{R_i^2 - L_i^2} \cdot \sin(\beta_i + \alpha_n) \right) \end{cases}$$

где L_i - расстояние от "О" до рассчитываемой точки;
 n - число увеличивающих звеньев L_i в составе размерной цепи;
 p - число уменьшающих звеньев L_i в составе размерной цепи;
 β - угол расположения точки относительно начала системы координат;

α_n - угол перекоса ротора;
 ΔS_m - зазор в слое подшипника;
 $L_{m \text{ опоры}}$ - длина опорной части;
 $\Delta x_i, \Delta y_i$ - перемещение точки в направлении оси x и y соответственно.

Решая систему уравнения, изначально определяем из линейной размерной цепи положение точки нулевого момента (точка О на рис. 1), она же является началом системы координат, затем определяем суммарный угол перекоса ротора α_n в подшипниковом узле и радиус-вектор расположения контрольных точек на роторе:

- А - Входная кромка колеса компрессора;
- Б - Выходная кромка колеса компрессора (место замера зазора между колесом компрессора и покрывным диском);
- В - Наружный диаметр кольцевдержателя компрессора;
- Г - Наружный диаметр маслоотражателя, на котором находится метки для работы датчика оборотов;
- Д - Наружный диаметр кольцевдержателя турбины;
- Е - Входная кромка колеса турбины;
- Ж - Выходная кромка колеса турбины.

Радиус-вектор каждой контрольной точки смещается на величину перекоса ротора в подшипнике, из чего определяются перемещения контрольных точек вдоль оси X и Y .

Для определения перекоса ротора во время работы угол перекоса α_n ротора вычисляют из амплитуды смещения ротора в радиальном направлении в точке Ag (см. рис. 1), величина амплитуды определяется из расчёта подшипникового узла, в расчёте также необходимо учесть деформации при работе ротора на максимальных режимах от вращения и температурного расширения, которые определяются при прочностном анализе колёс.

Таблица 1.

Некоторые значения из результата расчёта перекоса ротора

Зазор в точке	А (Δy)	Б (Δx)	В (Δy)	Г	Д (Δy)	Е (Δx)	Ж (Δy)
При сборке	$\Sigma \alpha$	0,925	0,397	0,359	-	0,276	0,778
При работе	$\Sigma \alpha_{\text{раб}}$	0,713	0,386	0,184	-	0,129	0,391

Полученные значения перемещений Δx и Δy в точках А, Б, Е, Ж необходимы при определении диаметров покрывного диска, а также для получения требуемой величины осевого зазора между колесом и покрывным диском. Расчёт Δy в точках Б и Е необходим при определении внутреннего диаметра диска диффузора и аппарата соплового, соответственно. Δy в точках В и Д определяет наружный диаметр кольцевдержателя, а Δx - необходимую ширину канавки (при использовании чугунных разрезных уплотнительных колец) под кольца.

Относительный зазор на входе в колесо компрессора (в точке А) составляет $\delta_{\text{вхк}} = 1,2\%$, на выходе в точке (Б) $\delta_{\text{выкк}} = 11,9\%$, в колесе турбины $\delta_{\text{вхт}} = 6\%$ на входе (Е), $\delta_{\text{выт}} = 2,6\%$ на выходе (Ж).

Для исключения дополнительных перекосов, связанных с деформацией деталей ротора, в процессе работы важно выбрать правильный диаметр вала ротора. Проанализировав атлас конструкции турбокомпрессоров [4] было получено соотношение диаметра вала ротора в зависимости от наружного диаметра колеса компрессора 5,5...10, меньшие значения имеют малоразмерные турбокомпрессоры. Стоит отметить, что чем меньше диаметр вала ротора в месте установки подшипника, тем меньше мощности будет теряться на работе гидродинамического подшипника.

Проектирование компрессора

При разработке высоконапорного центробежного компрессора для агрегата наддува ДВС требуется решить несколько противоречивых задач. С одной стороны, с целью снижения себестоимости изделия колесо компрессора должно быть изготовлено из алюминиевого сплава, что ограничивает максимально допустимую окружную скорость (до 550 м/с) и возможность отгиба лопаток против направления вращения для снижения скорости потока на входе в безлопаточный участок диффузора. С другой стороны, для обеспечения заданного в техническом задании удельного расхода топлива дизеля следует максимизировать КПД компрессора. При этом применение в конструкции лопаточного диффузора, необходимого для увеличения КПД, ограничивает ширину диапазона ус-

тойчивой работы компрессора. Задача проектирования осложняется относительно большими величинами зазоров в колесе компрессора, обусловленных размерами ротора и выбранным типом подшипников узла.

Решение задачи проектирования требует выполнения многовариантных расчётов, направленных на поиск оптимальной конструкции, удовлетворяющей перечисленным критериям. Применяемые расчётные модели должны быть верифицированы и отлажены для выполнения большого объёма численных исследований в условиях ограниченности сроков, отводимых на расчётное проектирование.

В АО СКБ "Турбина" для проектирования лопаточных машин применяется программный комплекс собственной разработки [5]. В программном комплексе реализованы как традиционные отечественные методики проектировочных расчётов, так и разработанные на предприятии алгоритмы, в которых учитываются поправочные эмпирические коэффициенты, определённые по результатам испытаний изделий на стенде предприятия. Предусмотрена возможность оптимизации геометрии лопаточных машин на этапе одномерных расчётов с использованием современных численных методов [6].

Детальный расчёт газодинамических характеристик центробежных компрессоров выполняется с использованием метода трёхмерного численного моделирования вязкого течения в программном комплексе NUMECA. К преимуществам NUMECA можно отнести полностью автоматизированное построение гексаэдрических сеток, обеспечивающих более высокую скорость и точность расчётов течений в лопаточных машинах, наличие специальных подходов для ускорения вычислений, хорошее совпадение с экспериментальными данными для компрессоров, ранее разработанных на предприятии. В качестве модели турбулентности применяется модель SST (Extended Wall Function) [7].

Высота пристеночной ячейки $h_1 = 5 \cdot 10^{-6}$ м обеспечивает приемлемую для данной модели величину безразмерного расстояния от стенки $y^+ < 5$ [7] (рис. 2).

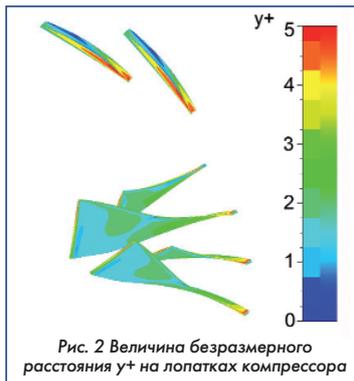


Рис. 2 Величина безразмерного расстояния y^+ на лопатках компрессора

Некоторые примеры визуализации течения в компрессоре на проектном (максимальном) режиме работы приведены на рис. 3.

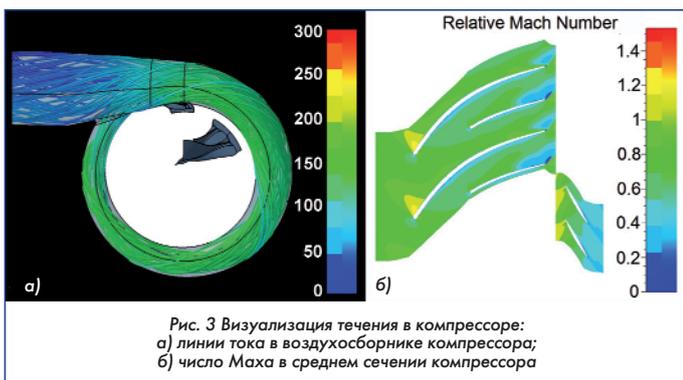


Рис. 3 Визуализация течения в компрессоре: а) линии тока в воздухоподборнике компрессора; б) число Маха в среднем сечении компрессора

При проектировании компрессора ТКР201 полностью рассчитывались газодинамические характеристики на выбранных частотах вращения с целью контроля ширины диапазона устойчивой работы.

Принятая величина лопаточного угла на выходе из колеса компрессора $\beta_{2n} = 75^\circ$ позволяет достичь необходимую степень повышения давления при допустимой окружной скорости.

Степень повышения давления (π_c) ≈ 5 создаёт температуру рабочего тела компрессора на уровне 260...270 °С, что ограничивает выбор материала для корпуса компрессора. Алюминиевые

сплавы, традиционно применяемые для изготовления корпусов компрессора, не пригодны в качестве конструкционного материала при такой высокой температуре [8], так как при нагреве до вышеуказанной температуры происходит увеличение зазора в стыке "корпус компрессора - корпус средний", при этом нарушается центрирование корпуса компрессора относительно корпуса среднего, в котором вращается ротор (см. рис. 4). В качестве конструкционного материала корпуса среднего традиционно выбран чугунок, который имеет ряд преимуществ перед алюминиевым сплавом, а именно - отсутствие необходимости использования дополнительных втулок в местах уплотнения вала ротора со стороны турбины, отсутствие необходимости использования промежуточных деталей в "горячей зоне" место соединения с корпусом турбины, малые температурные расширения и минимальное коробления детали.

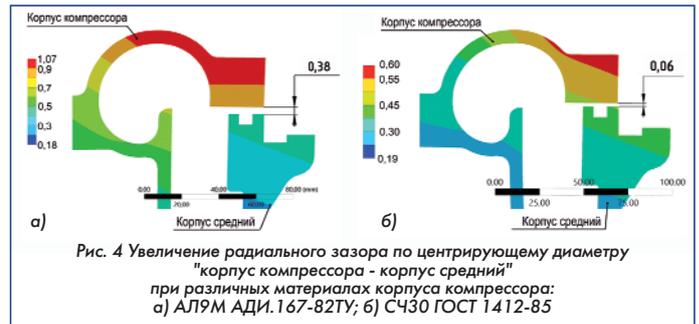


Рис. 4 Увеличение радиального зазора по центрирующему диаметру "корпус компрессора - корпус средний" при различных материалах корпуса компрессора: а) АЛ9М АДИ.167-82ТУ; б) СЧ30 ГОСТ 1412-85

Проектирование турбины

Особенность турбины для привода высоконапорного компрессора состоит в том, что она должна обеспечивать высокий уровень КПД в широком диапазоне степени понижения давления. Так для турбины ТКР201 степень понижения давления на рабочих режимах изменяется в диапазоне от 1,2 до 4,4.

Для срабатывания высоких степеней понижения давления целесообразно применять турбину радиально-осевого (или центробежного) типа. В таких турбинах можно осуществить несколько больших теплоперепадов, т.к. при одинаковых напряжениях в рабочем колесе окружные скорости в радиально-осевых турбинах могут быть большими, чем в осевых [9]. Тем не менее выбор оптимальных окружных скоростей ограничивается характеристиками материала колеса турбины для условий длительной эксплуатации. По этой причине итоговая величина КПД турбины определяется выбранным распределением лопаточных углов и меридиональным профилированием проточной части.

Опыт проектирования радиально-осевых турбин показывает, что оптимальные конфигурации, определённые с помощью методов одномерных расчётов и трёхмерного численного моделирования, не соответствуют между собой [10]. Это обстоятельство вынуждает проводить большое количество численных экспериментов для поиска наилучшей геометрии лопаточных венцов. Для наилучшего совпадения расчётной величины КПД турбины с экспериментальным следует учитывать все виды потерь в проточной части, включая потери на трение диска о газ в полости за колесом.

В АО СКБ "Турбина" для численного моделирования течения в радиально-осевых турбинах применяются программные комплексы NUMECA и FloEFD. На этапе проектирования, следующем после одномерных расчётов, проводится оптимизация лопаточных венцов с использованием NUMECA. В качестве модели турбулентности применяется модель Spalart-Allmaras (Extended Wall Function) [7]. Высота пристеночной ячейки $h_1 = 1 \cdot 10^{-5}$ м обеспечивает приемлемую для данной модели величину $y^+ < 5$ (рис. 5) [7].

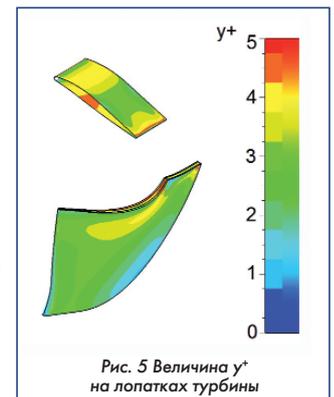


Рис. 5 Величина y^+ на лопатках турбины

Для уточнения итоговой величины КПД применяется программный комплекс FloEFD, т.к. он позволяет относительно быстро построить расчётную модель с учётом течений в неосесимметричных каналах и сопряженного теплообмена с колесом турбины. Учёт сопряженного теплообмена необходим для корректного моделирования течения в полости за колесом (без учёта сопряженного теплообмена в результате расчёта получается завышенная величина температуры в полости, рис. 6).

Некоторые примеры визуализации течения в турбине ТКР201 приведены на рис. 7.

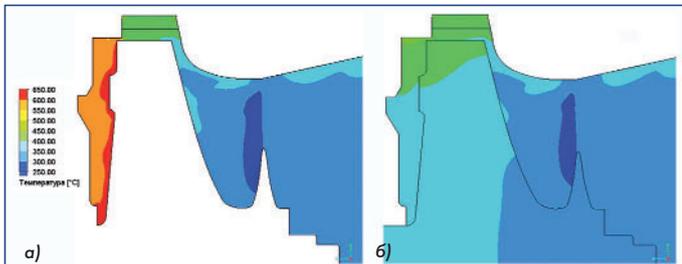


Рис. 6 Температура в полости за колесом турбины а) без учёта теплообмена с колесом; б) с учётом теплообмена с колесом

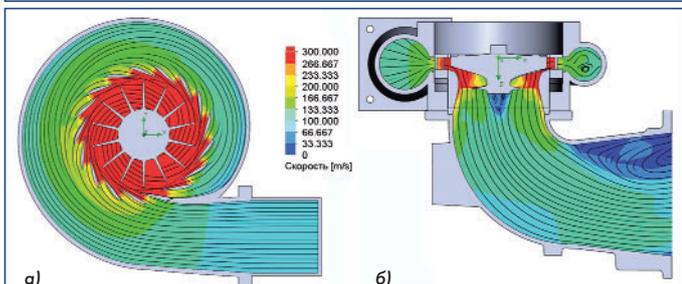


Рис. 7 Визуализация течения в турбине: а) в сечении корпуса турбины; б) в поперечном сечении турбины

Испытания в составе дизеля

В 2022 г. были проведены опытно-доводочные испытания и сняты гидравлической характеристики турбокомпрессора ТКР201, установленного на опытном образце дизеля 6ДМ-185Т (рис. 8 и 9).

Результаты испытаний приведены в табл. 2.



Рис. 8 Турбокомпрессор ТКР201 дизеля 6ДМ-185Т на испытательном стенде № 4 ООО "УДМЗ"

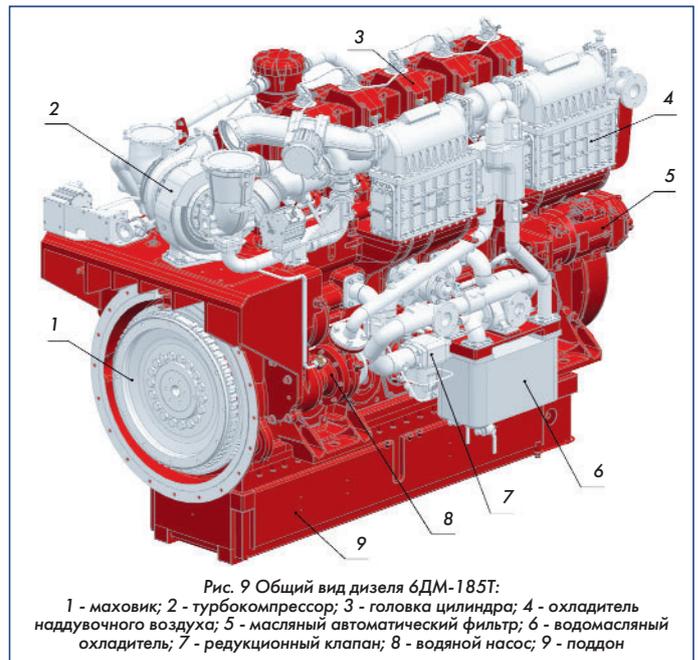


Рис. 9 Общий вид дизеля 6ДМ-185Т: 1 - маховик; 2 - турбокомпрессор; 3 - головка цилиндра; 4 - охладитель наддувочного воздуха; 5 - масляный автоматический фильтр; 6 - водомасляный охладитель; 7 - редукционный клапан; 8 - водяной насос; 9 - поддон

Результат испытаний дизеля с ТКР201

Таблица 2

Величина	Позиция контроллера дизеля по тепловозной характеристике						
	1	2	3	4	5	6	7
Некоторые замеры, полученные при проведении испытаний							
Частота вращения коленчатого вала (n), мин ⁻¹	650	770	940	1110	1280	1450	1600
Мощность дизеля (N), кВт	147	278	410	542	675	806	920
Частота вращения ротора ТК (n_{TK}), мин ⁻¹	18 300	31 800	40 000	46 600	51 700	56 300	60 300
Давление воздуха во впускных коллекторах (p_{in1}), кг/см ²	1,21	1,76	2,32	2,97	3,55	4,10	4,36
Температура воздуха за компрессором (t_b), °С	62,4	107,3	144,2	179,7	209,2	241,3	268,1
Температура газов перед турбиной (t_{g1}), °С	533	592	552	516	515	544	581
Результат расчёта параметров дизеля 6ДМ-185Т с ТКР201							
Приведённая мощность (Ne_{np}), кВт	152	288	418	552	683	816	929
Приведённый удельный эффективный расход топлива (g_{enp}), г/кВт·ч	227,5	211,2	199,6	191,9	192,1	196,1	197,9
Расход воздуха физический (G_b), кг/с	0,255	0,381	0,619	0,875	1,130	1,335	1,448
Расход воздуха приведённый массовый ($G_{впр}$), кг/с	0,27	0,40	0,66	0,96	1,29	1,59	1,78
Степень повышения давления в компрессоре (π_k)	1,2	1,8	2,4	3,1	3,9	4,7	5,1
Степень понижения давления в турбине (π_t)	1,23	1,59	2,04	2,63	3,26	3,84	4,36
КПД компрессора (η_k), %	67,82	78,30	78,81	80,89	82,10	81,18	77,06
Коэффициент избытка воздуха (α)	1,85	1,57	1,86	2,07	2,16	2,09	1,98

Полученные сравнительные результаты параметров удельного эффективного расхода топлива с турбокомпрессором фирмы AVB приведены в таблице 3.

Таблица 3

Сравнение результатов испытаний 6ДМ-185Т с различными турбокомпрессорами

	1	2	3	4	5	6	7
Длительность работы на режиме, %	50,4	17,5	17,4	8,8	4,1	1,2	0,6
Удельный эффективный приведенный расход топлива с ТКР201	227,5	211,2	199,6	191,9	192,1	196,1	197,9
Удельный эффективный приведенный расход топлива с А130	255,4	231,2	219,9	204,6	200,7	195,1	195,7

Средневзвешенное значение удельного эффективного расхода топлива с учётом длительности работы на каждом режиме для ТКР201 составило 214,7 г/кВт·ч, для А130 - 237,2 г/кВт·ч.

Заключение

1. В результате проведённых работ создан турбокомпрессор ТКР201, обеспечивающий необходимые минимальные значения расхода топлива на большинстве режимов работы и пригодный для применения в составе двигателя 6ДМ-185Т дизель-генератора ДГ900Т. Удельный эффективный расход топлива дизель-генератора ДГ900Т соответствует техническим условиям ТУ 24-18 ПАЦР. 5610900.021 ТУ и составляет 200 г/кВт·ч на номинальном режиме.

2. Подтверждено, что с увеличением размеров ротора при консольном расположении колес требуется использование подшипников с увеличенной несущей способностью. Вариантом такого подшипника является подшипник многослойного типа, а его применение требует тщательного анализа центрирования ротора в корпусных деталях перед проведением расчётов колес компрессора и турбины с целью уточнения допустимых величин зазоров между колёсами и покрывными дисками.

3. Установлено, что при изготовлении высоконапорных турбокомпрессоров рекомендуется использовать материал для корпуса компрессора - чугун или любые другие материалы с малыми коэффициентами линейного расширения.

4. Для разработки лопаточных машин высоконапорного турбокомпрессора, способных обеспечить заданную эффективность и

параметры наддува, потребовалось проведение многовариантных расчётных исследований с использованием современных методов численного моделирования.

Дизель-генератор ДГ900Т с турбокомпрессором ТКР201 продолжает доводочные испытания на ООО "УДМЗ" и, после внедрения турбокомпрессора установленным порядком, будет отправлен в эксплуатацию как силовая установка тепловоза ТЭМ14М. 

Литература

1. Подшипниковый узел турбокомпрессора: пат. на полезную модель 126386 Рос. Федерация: МПК F04D 29/04 (2006.01) / Пискунова Е.В., Машков О.Г.; заявитель и патентообладатель Открытое акционерное общество "Специальное конструкторское бюро "Турбина". - № 2012147610/06 ; заявл. 08.11.2012; опубл. 27.03.2013, Бюл. № 9. - 4 с.
2. В.А. Воскресенский, В.И. Дьяков. "Расчёт и проектирование опор скольжения (жидкостная смазка): Справочник". // М. Машиностроение, 1980. - 224с., ил. (Б-ка конструктора)
3. Ю.В. Рождественский, Е.А. Задорожная, Н.А. Хозенюк, К.В. Гаврилов. "Динамика и смазка гидродинамических трибосопряжений поршневых и роторных машин". // Южно-Уральский гос. университет. -М. Наука, 2018. - 373 с.
4. Д.С. Шестаков, Д.М. Солнцев. "Турбокомпрессоры для наддува двигателей внутреннего сгорания: атлас конструкций" / Д.С. Шестаков, Д.М. Солнцев. - 2-е изд., испр. и доп. - Екатеринбург: УрФУ, 2014. - 400 с.
5. NUMECA User manual FINE/Turbo v 13.1. - Brussels: NUMECA International, 2018. - 652 p.
6. И.Ф. Колобнев. "Жаропрочность литейных алюминиевых сплавов: - 2-е изд., перераб. и доп". // Москва: Металлургия, 1973. - 320 с.: ил.; 22 см.
7. Митрохин В.Т. "Выбор параметров и расчёт центробежной турбины на стационарных и переходных режимах" / В.Т. Митрохин. - М.: Машиностроение, 1974 г. - 227 с.
8. Graham D. Cox. Design point efficiency of radial turbines / Proceedings of ASME Turbo Expo 2018, June 11-15, 2018, Oslo, Norway.

Связь с авторами: migro25@mail.ru

Работа выполнена при финансовой поддержке по проекту РФРП № 6919 "Разработка и организация производства турбокомпрессоров для дизельных двигателей мощностью 750 - 1500 л.с."

ИНФОРМАЦИЯ. Новые стенды "ОДК-СТАР"

Объединённая двигателестроительная корпорация расширяет испытательную базу для агрегатов двигателя ПД-8, которым будет оснащаться самолёт SSJ New. На пермском предприятии «ОДК-СТАР», ведущем разработку и производство систем автоматического управления двигателем, введены в эксплуатацию семь стендов для проведения испытаний, еще пять начнут работу в ближайшее время. Новые стенды для системы автоматического управления САУ-8 для ПД-8 позволяют испытывать гидромеханические и электронные агрегаты как по отдельности, так и в комплексе, имитируя их работу в составе двигателя.

В связи с тем, что до 2030 г. должно быть изготовлено свыше 500 самолётов различных типов для отечественных авиакомпаний предприятия ОДК должны увели-

чить объёмы выпускаемой продукции.

Если в 2022 году предприятие «ОДК-СТАР» изготовило пять комплектов агрегатов САУ для ПД-8, то в этом году планируется выпустить уже порядка 35 комплектов.

"Сейчас идут предварительные и квали-

фикационные испытания агрегатов, в том числе на климатические, механические и другие внешние воздействия. После этого самолет с двигателями ПД-8 выполнит летную программу квалификационных испытаний, а пермским агрегатам будет присвоена литера О1 – они из опытных перейдут в статус серийных", – сказал управляющий директор «ОДК-СТАР» Сергей Попов.

Напомним, что в декабре 2022 г. во время первого летного испытания двигателя ПД-8 в составе летающей лаборатории Ил-76ЛЛ специалисты «ОДК-СТАР» обеспечили полное сопровождение агрегатов САУ-8. В полете система автоматического управления двигателем пермского производства отработала в штатном режиме. 



ИНЖЕНЕРНЫЙ МЕТОД РАСЧЁТА УНОСА МАТЕРИАЛА КОНЦЕВОЙ ЧАСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО СОПЛА ИЗ-ЗА ВОЗДЕЙСТВИЯ ДВУХФАЗНОГО ПОТОКА

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

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

Александр Михайлович Молчанов, д.т.н., профессор

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

Проблема сохранения сопла, особенно концевой его части в процессе работы двигателя, является по-прежнему актуальной. Существующие расчётные методы и программы, разработанные для ЭВМ, являются громоздкими и для получения результатов требуют весьма больших материальных и временных затрат. Возможность разработки инженерных программ, использующих частично имеющиеся экспериментальные результаты, существенно упрощают рабочий процесс инженеров и проектировщиков. В работе изложена инженерная методика, рассчитанная на ее использование при разработке двигателей.

The problem of preserving the nozzle, especially its end part during engine operation, is still relevant. The existing calculation methods and programs developed for computers are cumbersome and require very large material and time costs to obtain results. The possibility of developing engineering programs using partially available experimental results significantly simplify the workflow of engineers and designers. The paper describes an engineering technique designed for its use in the development of engines.

Ключевые слова: двухфазный поток, конденсированная фаза, сверхзвуковое сопло, инженерный метод.

Keywords: two-phase flow, condensed phase, supersonic nozzle, engineering method.

Ещё на заре развития ракетной техники было известно, что многие материалы, вступая в реакцию горения с основными классическими окислителями, способны выделять весьма большое количество энергии, заметно большее, чем выделяют углерод и водород. Действительно, значения теплотворной способности некоторых металлов в таблице выглядят впечатляюще [1].

Таблица

Значения теплотворности
некоторых горючих и окислительных элементов (ккал/кг)

Окислитель	Горючее							
	C	H ₂	Li	Be	B	Mg	Al	Si
Кислород	2140	3210	4760	5830	4350	3530	3900	3350
Фтор	1850	3210	5650	4830	3910	4210	3710	3470

Для всех металлов продукты окисления имеют температуру кипения порядка полутора-двух тысяч градусов. Это означает, что продукты сгорания в камере сначала будут действительно находиться в газообразном состоянии, но в дальнейшем, по мере продвижения вдоль сопла, их температура падает, происходит конденсация окислов, а затем они "замерзают" (исключение составляют BF_3 и SiF_4) и полностью теряют свойство газов, которое мы обычно называем способностью к расширению.

Но металлами можно эффективно воспользоваться как средством повышения теплотворности, и именно в этом качестве они уже нашли своё применение в твёрдых топливах. Добавка в смешанное топливо металлических порошков (алюминия, магния) повышает теплотворность топлива. Но доза должна быть строгой. Металла, конечно, следует добавить столько, чтобы стала ощутимой дополнительная энергия.

Обычно в смешанное топливо добавляют всего несколько процентов алюминия, что при сгорании даёт несколько десятков процентов окисла Al_2O_3 . В потоке при этом возникает конденсированная фаза (К-фаза) и он становится двухфазным.

Добавление металла увеличивает удельный импульс тяги. Кроме того, твёрдые и жидкие частицы Al_2O_3 имеют склонность к осаждению на концевую часть сверхзвукового сопла [2].

Осаждение частиц К-фазы продуктов сгорания на стенку сверхзвуковой части сопла РДТТ приводит к повышенному уносу материалов, что необходимо учитывать при выборе контура соплового блока и толщины теплозащитного материала (ТЗМ).

Существующие программы [3, 4], позволяющие рассчитывать осаждение частиц, требуют весьма значительных временных и материальных ресурсов. Актуальными становятся инженерные методы расчёта.

В предыдущей работе [5] расчётно-экспериментальным путём были установлены закономерности, необходимые при разработке инженерного метода расчёта уноса материала концевой части сопла из-за осаждения конденсированной фазы: это пропорциональность величине линейного уноса давлению, углу подхода частиц к стенке, а также пропорциональность массовой скорости уноса плотности тока осаждения. Причём коэффициент пропорциональности по литературным данным составляет $K_\Sigma = 0,23$, и он является весьма консервативным. На базе этих закономерностей предложим инженерную методику.

Разработка инженерного метода расчёта

Унос ТЗМ может происходить из-за химического, механического или теплового механизма разрушения. В связи со сложностью процесса взаимодействия частиц с материалами углеграфитовых стенок на основании анализа большого числа экспериментальных наблюдений было принято, что скорость уноса материала $\dot{m}_{\text{ун}}$ прямо пропорциональна плотности тока осаждения частиц $\dot{m}_{\text{ос}}$ на стенку сопла:

$$\dot{m}_{\text{ун}} = K_\Sigma \dot{m}_{\text{ос}}$$

Коэффициент пропорциональности K_Σ в соответствии с экспериментальными данными принимался равным 0,23:

$$\frac{\partial \delta}{\partial t} = \frac{K_\Sigma}{\rho_w} \dot{m}_{\text{ос}}$$

где δ , ρ_w - линейный угол и плотность ТЗП.

При определённой плотности тока осаждения частиц были сделаны следующие допущения:

1. Угол наклона траектории частиц вблизи стенки сопла θ_s остаётся постоянным вниз по потоку в точке начала заметного выпадения частиц (рис. 1).

2. В начале процесса осаждения частицы равномерно распределены по сечению.

С учётом сделанных допущений плотность тока осаждения частиц запишем в виде:

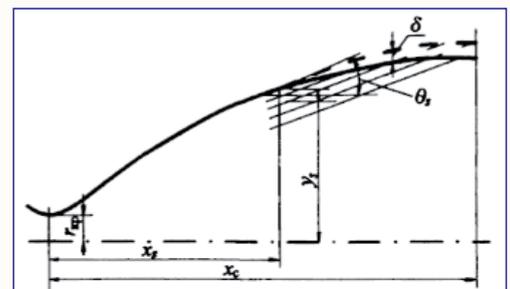


Рис. 1 Схема движения частиц в сверхзвуковой части сопла

$$m_{\text{ос}} = \frac{z p_k}{\beta y_s^2} \sin(\theta_s - \theta),$$

где z - массовая доля К-фазы; p_k - давление в камере сгорания; β - расходный комплекс; y_s - безразмерная ордината в точке начала осаждения, отнесенная к радиусу критического сечения $r_{кр}$; θ - угол наклона контура сопла.

Расчёт осаждения производится для контура сопла $y(x)$. Также рассчитываются значения углов наклона контура в каждой точке $\theta(x)$. Значение абсциссы начала осаждения на контуре x_s получается после решения неявного уравнения:

$$\theta(x) = \theta_s = 1,3 \theta_{вх} \frac{\lambda(x) - 1}{\lambda(x) + 1},$$

где λ - безразмерная скорость газового потока, газодинамическая характеристика.

Нахождение корня удобно производить графически, так как контур задаётся часто небольшими величинами в соответствии с "Руководством для конструкторов по профилированию сверхзвуковых сопел (РДК)" [6].

Последняя формула носит полуэмпирический характер, при её выводе использовался большой массив экспериментальных данных натуральных и крупногабаритных РДТТ. Коэффициент 1,3 при угле $\theta_{вх}$ является экспериментальным и в общем случае зависит от формы дозвуковой части утолщенного сопла РДТТ [7]. Для очень больших величин утолщенности сопла в камеру сгорания он может достигать максимальных значений 1,5.

В результате формула для расчёта величины линейного уноса принимает вид:

$$\delta = \frac{K_{\Sigma} \cdot z \cdot p_k \cdot t}{\rho_w \cdot \beta \cdot y_s^2} \sin(\theta_s - \theta).$$

Эта формула в дальнейшем была верифицирована на большом количестве экспериментальных результатов.

Дифференциальное уравнение для скоростей уносов

Локальное изменение параметров методики приводит к дифференциальным уравнениям. В случае введения дифференциалов, линейную скорость уноса ТЗП запишем в виде:

$$\frac{\partial \delta}{\partial t} = \frac{K_{\Sigma} \cdot z \cdot p_k}{\rho_w \cdot \beta \cdot y_s^2} \sin(\theta_s - \theta).$$

Вследствие уноса ТЗП происходит изменение угла наклона контура сопла по времени:

$$\theta = \frac{\partial y}{\partial x} = \theta_s + \frac{\partial \delta}{\partial x},$$

где y, x - координаты; θ_s - начальный угол наклона контура сопла.

Обозначив

$$A = \frac{K_{\Sigma} \cdot z \cdot p_k}{\rho_w \cdot \beta \cdot y_s^2} \text{ и } \Delta\theta = \theta_s - \theta_0, \text{ получим: } \frac{\partial \delta}{\partial t} = A \sin(\Delta\theta - \frac{\partial \delta}{\partial x}).$$

Величина A имеет физический смысл скорости уноса при лобовом натекании частиц.

Начальное и граничное условия имеют вид:

$$\delta(x, t)_{t=0} = 0, \delta(x, t)_{t=x_s} = 0, \quad (2)$$

при этом химическим уносом пренебрегаем ввиду его малости по сравнению с эрозионным.

При малых углах подхода частиц к стенке:

$$\frac{\partial \delta}{\partial t} = A \Delta\theta - A \frac{\partial \delta}{\partial x}. \quad (3)$$

Уравнение (3) при начальном и граничном условиях (2) имеет следующее решение:

$$\delta = \begin{cases} \theta_s(x - x_s) + y_s - y_0(x) & \text{при } x \leq At + x_s; \\ At\theta_s + y_0(x - At) - y_0(x) & \text{при } x > At + x_s, \end{cases} \quad (4)$$

где x_s, y_s - координаты точки начала осаждения; $y_0(x)$ - уравнение начального контура сопла; t - время работы двигателя.

Из выражений (4) определим скорость уноса и текущий угол

наклона контура сопла:

$$\frac{\partial \delta}{\partial t} = \begin{cases} 0 & \text{при } x \leq At + x_s; \\ A\Delta\theta(x - At) & \text{при } x > At + x_s; \end{cases}$$

$$\theta = \begin{cases} \theta_s & \text{при } x \leq At + x_s; \\ \theta_0(x - At) & \text{при } x > At + x_s. \end{cases}$$

Далее рассмотрим некоторые частные случаи.

Натекание на плоскую поверхность при $\Delta\theta_0(x) = \text{const}$.

Тогда $y_0 = y_s + \theta_0(x - x_s)$ и из уравнений (4) и (5) получим:

$$\delta = \begin{cases} \Delta\theta(x - x_s) & \text{при } x \leq At + x_s; \\ At\Delta\theta_0 & \text{при } x > At + x_s; \end{cases}$$

$$\frac{\partial \delta}{\partial t} = \begin{cases} 0 & \text{при } x \leq At + x_s; \\ A\Delta\theta_0 & \text{при } x > At + x_s. \end{cases}$$

Видно, что унос происходит с постоянной скоростью до момента, когда частицы выбирают всю поверхность под углом подхода траекторий частиц к стенке.

Поверхность задана квадратичной параболой:

$$\Delta\theta_0 = c(x - x_s)^2.$$

В таком случае

$$y_0 = y_s + \theta_0(x - x_s) - \frac{c}{2}(x - x_s)^2,$$

откуда:

$$\delta = \begin{cases} \frac{c}{2}(x - x_s)^2 & \text{при } x \leq At + x_s; \\ cAt(x - x_s) - \frac{c}{2}At^2 & \text{при } x > At + x_s; \end{cases}$$

$$\frac{\partial \delta}{\partial t} = \begin{cases} 0 & \text{при } x \leq At + x_s; \\ cA(x - x_s - At) & \text{при } x > At + x_s. \end{cases}$$

Скорость уноса линейно падает по времени до того момента, когда поверхность становится конической с углом наклона, равным углу наклона траекторий частиц.

Верификация метода

Динамику разрушения концевой части сопла из-за уноса от осаждения продемонстрируем на конкретном двигателе с характерными параметрами.

На рис. 2 показано распределение уноса по длине сопла в зависимости от времени работы двигателя для контура с равномерной выходной характеристикой с угловой точкой [6], при показателе адиабаты 1,16 и числе Маха на срезе сопла 4,6. Точку начала осаждения определим по методике работы [7].

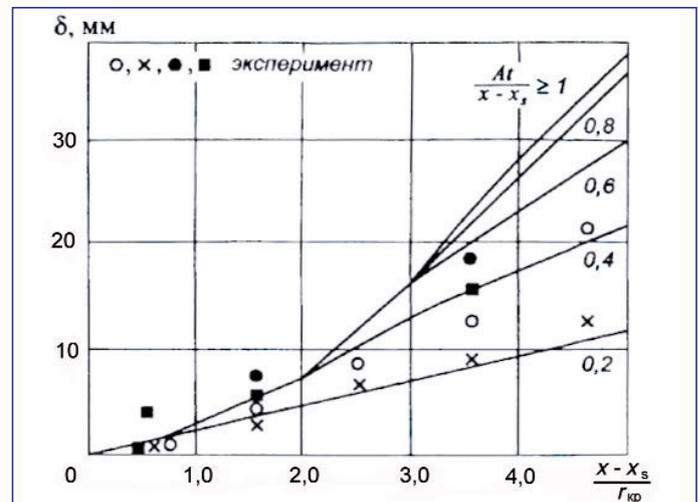


Рис 2. Распределение уноса по длине сопла в зависимости от характерного времени работы двигателя

Как следует из выражения (4), изменение коэффициента K_{Σ} (или величины A) эквивалентно изменению времени работы двигателя. При достаточно большом времени работы:

$$t \gg (x_a - x_s)/A,$$

где x_a - координата среза сопла) концевая часть становится конической с углом $\theta = \theta_s$. В этот момент скорость уноса по всей длине становится равной нулю (рис. 3).

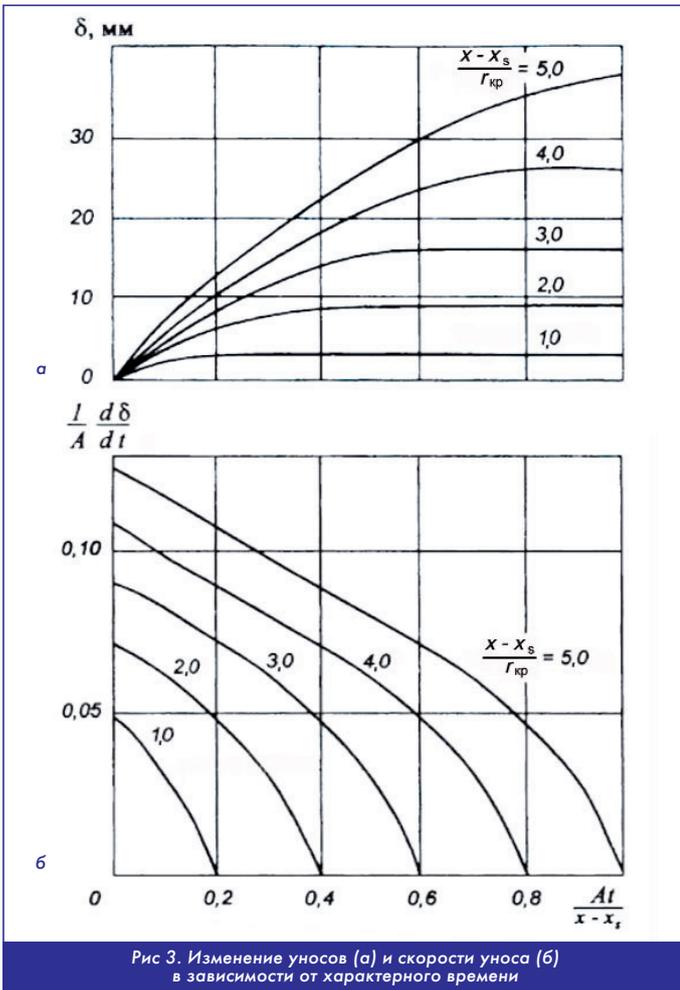


Рис 3. Изменение уносов (а) и скорости уноса (б) в зависимости от характерного времени

Полученные результаты показывают, что скорость уноса изменяется по времени. Следовательно, при расчёте уноса ТЗП при осаждении частиц существенным является изменение контура в процессе работы. Разработанную методику можно рекомендовать для расчёта уноса ТЗП в сверхзвуковой части сопел при осаждении частиц К-фазы.

Заключение

В результате анализа экспериментальных и расчётных данных можно сделать следующие выводы:

1. Разработан инженерный метод расчёта линейных уносов материалов на основе углерода из-за осаждения частиц конденсированной фазы на концевую часть сверхзвукового сопла.
2. Разработан алгоритм расчёта динамики разрушения концевой части сопла из-за осаждения К-фазы.
3. Методику можно рекомендовать для расчёта параметров на стадии проектирования и отработки двигателей.

Литература

1. В.И. Феодосьев. Основы техники ракетного полета. М. Наука, 1979 г.
2. Р.И. Нигматулин. Основы механики гетерогенных сред. М. Наука, 1978 г.
3. И.М. Васенин, В.А. Архипов, В.А. Бутов и др. Газовая динамика двухфазных течений в соплах. Изд. Томского университета, 1986 г.
4. А.М. Молчанов. Математическое моделирование гиперзвуковых гомогенных и гетерогенных неравновесных течений при наличии сложного радиационно-конвективного теплообмена. М. Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2017 г.
5. Ю.М. Кочетков, А.М. Молчанов, М.В. Силуянова. Закономерности уноса материалов концевой части сверхзвукового сопла при воздействии конденсированной фазы // Двигатель, № 1-3 2023 г.
6. Д.А. Мельников, У.Г. Пирумов, А.А. Сергиенко. Сопла реактивных двигателей. М. Наука, 1976 г.
7. А.М. Губертов, В.В. Миронов, Ю.М. Кочетков и др. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М. Машиностроение, 2004 г.

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ. Малоразмерный ПД для БПЛА



Группой сотрудников кафедры "Теплотехника и тепловые двигатели" Самарского университета им. Королёва под руководством доцента Михаила Орлова, в составе Алексея Горшкалёва, Виктора Урлапкина и Сергея Корнеева разработан проект авиационного поршневого двигателя мощностью 5 л.с. для БПЛА.

В диапазоне мощностей от 5 до 50 л.с. двухтактный поршневого двигателя эффективнее четырехтактного и превосходит его по массогабаритным характеристикам.

Карбюраторная система питания на двигателе БПЛА предпочтительнее современной системы впрыска топлива, так как более устойчива к внешним электромагнитным воздействиям. Стальная гильза в сочетании с алюминиевым блоком цилиндров - это, с одной стороны, экономия массы, а с другой - ремонтпригодность и упрощение технологии изготовления ключевых комплектующих, определяющих базовые характеристики двигателя.

В ближайшее время разработку Самарского университета им. Королёва предстоит воплотить в металле, чтобы выполнить программу испытаний и доводку, а затем запустить в производство на одном из самарских предприятий. Для этого разработчики осуществляют поиск промышленного партнёра.

На основе базового одноцилиндрового двигателя мощностью в 5 л.с. может быть оперативно создана линейка многоцилиндровых авиадвигателей разной мощ-

ности и схем: рядные, оппозитные, V-образные, звёздообразные с числом цилиндров от двух до пяти. А увеличив ресурс двигателей путём дефорсирования, можно при минимуме затрат конвертировать авиационные модификации для лёгкой мототехники и бытовой бензотехники - мотокультиваторов, мотоблоков, газонокосилок и бензопил. Такой подход открывает перед университетской разработкой хорошие рыночные перспективы.

Авиационный поршневого двигателя мощностью 5 л.с. разрабатывается в Самарском университете в рамках программы "Приоритет-2030". При этом, как сообщил Михаил Орлов, коллектив разработчиков занимается не только разработкой проектов двигателей, но и теоретическими разработками, позволяющими ускорить процесс проектирования и доводки. Кафедра располагает и собственной стендовой базой, позволяющей испытывать двигатели мощностью от 5 л.с. и выше.

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

ПРОГАРЫ

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 процессе работы энерго-двигательных установок в их узлах возможно возникновение таких непредусмотренных явлений, как прогары. Прогары носят случайный характер и могут приводить к авариям. Появление прогара сопровождается возникновением случайных турбулентных течений, которые приводят к появлению борозд на уносимой стенке, свищей и течениям горячих газов внутри конструкции. Описываются причины возникновения прогаров: недостаточная толщина стенки, разгерметизация, недостаточная затяжка соединений, низкая прочность, бракованные детали и т.п.

During the operation of power-propulsion systems, such unforeseen phenomena as burnouts may occur in their nodes. Burnouts are random and can lead to accidents. The appearance of burnout is accompanied by the appearance of random turbulent flows, which lead to the appearance of furrows on the carried wall, fistulas and hot gas flows inside the structure. The causes of burnouts are described: insufficient wall thickness, depressurization, insufficient tightening of joints, low strength, defective parts, etc.

Ключевые слова: турбулентность, прогар, разгерметизация, свищ.

Keywords: turbulence, burnout, depressurization, fistula.

При работе ракетных двигателей и энергетических установок возможны прогары конструкции. Условно прогаром можно считать нерасчетный вид разгара, приводящий к образованию сквозных отверстий и полостей. Появление прогара сопровождается возникновением случайных турбулентных течений, которые приводят к появлению борозд на уносимой стенке, свищей и течениям горячих газов внутри конструкции. Наиболее опасный для работающей конструкции является внешний прогар, когда возникающая полость соединяет высокотемпературную область высокого давления газового потока с атмосферой. В этом случае скорости прорвавшихся газов максимальны и, как правило, такие прогары приводят к аварийной ситуации. При внутреннем прогаре образовавшиеся течения менее интенсивны из-за низкой величины локальных перепадов давления. Однако, внутренние прогары могут приводить, например, к выходу из строя системы рубашечного охлаждения в ЖРД, вылету критических вкладышей и заслонок клапанов вдува в РДТТ и т.п.

Прогары возникают как в местах соединений деталей камеры и соплового блока ракетных двигателей, так и непосредственно внутри деталей конструкций. Причиной возникновения прогаров в первом случае является либо исходная не герметичность, либо не герметичность, появляющаяся в процессе работы (разгерметизация). Во втором случае в качестве причины выступает наличие в конструкции бракованных деталей, имеющих трещины, дефекты и несплошности. К случайным причинам возникновения прогаров следует отнести возможные механические, гидродинамические и тепловые воздействия, произошедшие в процессе работы двигательной установки.

Отсутствие прогаров характеризует двигательную установку как надежную и безопасную в эксплуатации, а производственную сырьевую базу, как высококультурную. Тем не менее, исследование прогаров необходимо, как с точки зрения профилактики аварийных ситуаций, так и в целях выявления общетеоретических закономерностей теплообмена.

В данной работе прогары специально не моделировались. Они иногда получались на отдельных экспериментах. Это происходило каждый раз по-разному: недоброкачественная сборка конструкции; использование некондиционных материалов, а также в результате обычных непредвиденных обстоятельств, возникающих при экспериментальных исследованиях.

Далее представлены описания наиболее характерных видов прогаров, полученных при испытаниях на модельных двигательных установках.

Это прогары, произошедшие из-за негерметичности стыкующихся деталей, прогары из-за несплошности испытуемого мате-

риала и прогары из-за непредвиденного превышения прогнозируемых параметров. К сожалению, из-за большого риска, проведение повторных испытаний на соплах с прогарами не допустимо на закрытых стендах, поэтому не удалось исследовать динамику их развития. Все испытания проходили однократно. Анализ был ограничен лишь качественным описанием внешнего вида. При изложении количественных данных по уносу материала предполагалось, что размеры начальной полости были равны нулю.

Прогар по торцевой поверхности в критическом сечении сопла

Для исследования теплообмена конического сопла в условиях высокотемпературных продуктов сгорания твердого топлива использовался материал фторопласт-4. Втулка устанавливалась в цилиндрическую гильзу из металла и крепилась при помощи накидной гайки. Уплотнение между неразгорающим в процессе работы вкладышем и втулкой осуществлялась по двум соприкасающимся плоским торцам. Практически во всех испытаниях конструкций такой способ уплотнения давал надежные результаты в силу уникальных свойств фторопласта, который одновременно служил уплотняющей прокладкой. В экспериментах, когда сила затяжки была недостаточна, происходили прогары. Отмечен случай, когда открывшаяся под воздействием высокого давления тончайшая щель между металлической поверхностью и фторопластовой втулкой явилась причиной появления не герметичности в конструкции (рис. 1).

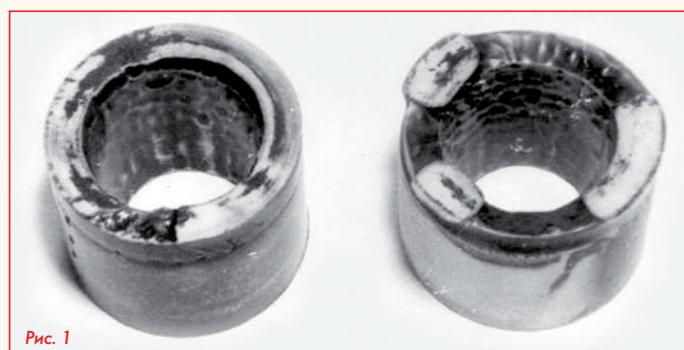


Рис. 1

Горячие продукты сгорания устремились в область над втулкой, которая соединялась с атмосферой. Возможно, течение со временем достигло звуковой скорости. На поверхности фторопластовой втулки после испытаний видны следы многочисленных свищей. Следы имеют извилистую форму в виде сужающихся каналов, простирающихся в радиальном направлении. Каналы но-

сят случайное расположение на торцевой поверхности, их глубина находится в интервале $D = 0...0,3$ мм. Следов завихрённости и скачков уплотнений на поверхности каналов обнаружено не было. О сквозном характере каналов также говорит цвет внешней поверхности, которая после запуска двигателя выглядит закопченной. На торцевой поверхности видны локальные пятна поджигания. Течение вблизи этих пятен носит огибающий характер. В отдельных местах огибающие потоки смыкаются.

Внутренний прогар по месту дефекта в трансзвуковой области

Оригинальный результат показан на рис. 2, где, несмотря на фоновые разгары, была получена картина течения в пограничном слое на начальном участке работы сопла. На приведенной фотографии также видны основные зоны уносов материала и следы потери устойчивости потока (волны Толмина-Шлихтинга, ячеистые структуры и волны Маха).

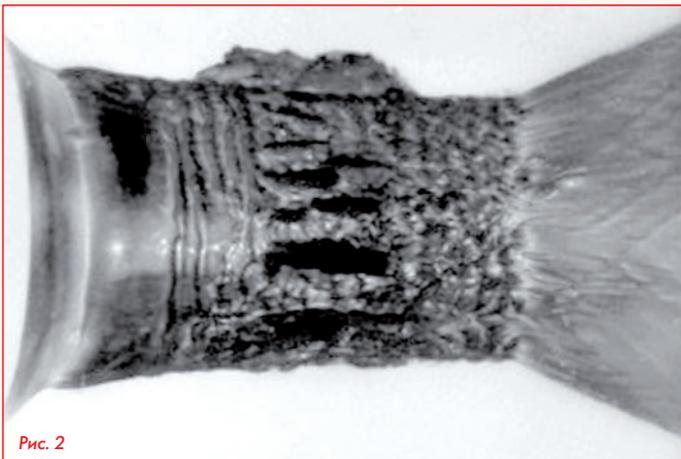


Рис. 2

Причиной прогара в данной ситуации явилась сама деталь. Материал, из которого она была изготовлена, имел внутреннюю локальную разнородность. До запуска этот вид дефекта не был обнаружен, так как заготовка не была подвергнута рентгеновскому контролю, а визуальный осмотр детали не выявил каких-либо признаков несплошностей.

В результате разгара сопла ($t = 0,4$ с) на его поверхности было обнаружено девять внутренних прогаров с приблизительными размерами:

- длина - 20 мм;
- ширина - 4 мм;
- глубина - 10 мм.

Все прогары внешне похожи друг на друга. Место их расположения одно и то же относительно координаты критического сечения сопла. Направления глубин прогаров соответствуют радиальному направлению относительно оси сопла, что подтверждает предположение о технологической их природе (формование осесимметричных заготовок). Очевидно, что продольные и радиальные размеры прогаров отображают начальную форму дефектов (микротрещины, микро неплотности и т.п.), а поперечный размер, в основном, показывает скорость его разгара.

Внутренняя поверхность разгаров имеет вид совокупности следов многочисленных "пролизов" в виде чередующихся углублений. Размеры углублений того же порядка, что и размеры следов от вихрей, но расположение их хаотично и нерегулярно друг относительно друга. Края выгоревших полостей острые, без следов скруглений от воздействия мощных продольных вихрей. Поверхность внутри полостей закопченная.

Прогар в области повышенных температурных режимов стенки камеры

Для защиты стенок камеры сгорания от воздействия высоких тепловых потоков в ЖРД используется специально организованная пристенная завеса. В качестве рабочего тела используется

один из компонентов топлива. При этом обеднённая топливная смесь, сформировавшаяся в струе пристенка, имеет существенно более низкую температуру, чем в ядре потока. С помощью модельной жидкостной установки была исследована эффективность завесы. В эксперименте исследовалась работа камеры без двух из двадцати четырех периферийных струйных форсунок, расположенных напротив друг друга. Модельный ЖРДМТ работал на режиме по давлению $P_k = 4,5$ МПа одну секунду. Температура продуктов сгорания ядра потока в камере сгорания составляла 2600 К.

В результате испытаний в двух местах произошел прогар фторопластовой стенки камеры сгорания. Прогар располагался напротив областей размещения неработающих форсунок. На фотографиях (рис. 3) прогар представлен в виде сквозных продольных отверстий в камере сгорания.

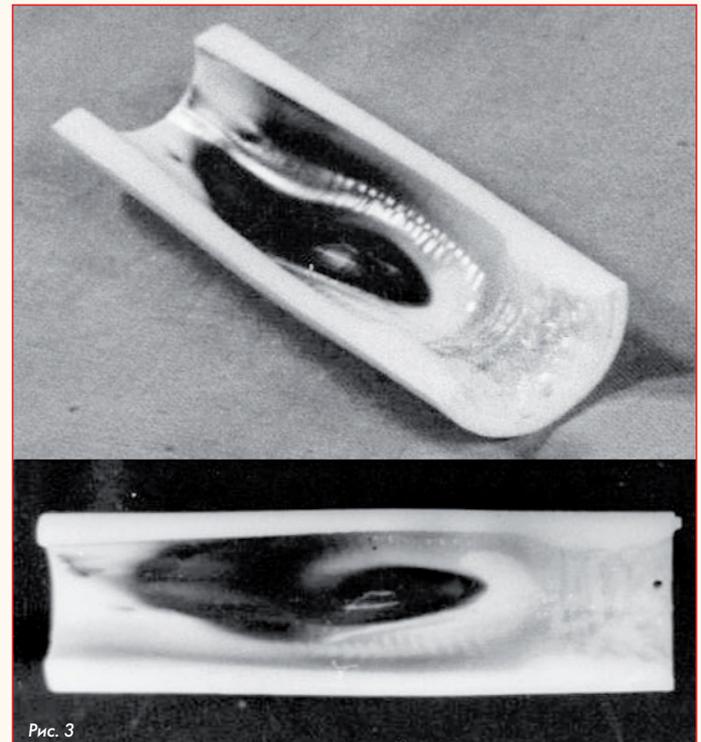


Рис. 3

Прогар по месту крепления граней призматического сопла

Призматическое сопло состояло из двух деталей: корпуса и крышки, внутренние грани которых образовывали поверхность сопла. По месту стыковки крышки относительно корпуса были сделаны прямой и обратный прямоугольные уступы, при помощи которых организовывалось уплотнение. Стяжка двух деталей производилась при помощи четырех болтовых соединений, а уплотнителем служил фторопласт-4, из которого была изготовлена конструкция. При сборке деталей имела место плотная посадка, исключая образование щелей. Тем не менее, после запуска на одном из первых образцов была обнаружена негерметичность, что повлекло за собой образование прогара. На фотографии (рис. 4) снятой с сопла крышки видны традиционные зоны разгара: закритические борозды от следов продольных вихрей Тейлора-Гёртлера, перемежающиеся мелкошапбные компактные канавки - отпечатки регулярно расположенных в пристеночном слое по-

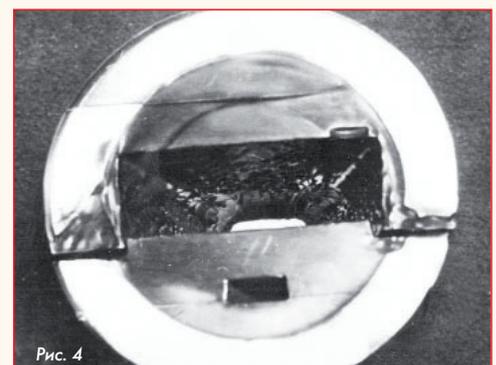


Рис. 4

тока вихрей и ярко выраженные ромбовидные узоры на поверхности расширяющейся стенки - отображения волн сжатия Маха.

Следы прогаров по месту затекания потока в область под уплотнительным соединением имеют форму последовательно-наслаивающихся друг на друга борозд. Ширина борозд вниз по потоку увеличивается. Следы последующих борозд сдвинуты на величину половины ширины предыдущих. Переход от одной борозды к другой происходит скачкообразно. Поверхность борозд ровная и покрыта копотью. Прорвавшиеся потоки сообщаются с атмосферой, о чем свидетельствуют закопченные поверхности вплоть до края крышки. Течение в узкой щели сопровождается образованием плоских волн, оставляющих характерные следы на плоскости стенки. Обтекание подгоревших болтов происходит в соответствии с законами обтекания препятствий. Судя по характеру отпечатков, течение вблизи болтов, а значит и по всей открывающейся полости, сверхзвуковое.

Прогар повернутого сверхзвукового сопла при воздействии конденсированных частиц

На модельном двигателе ($d_{кр} = 22$ мм) с профилированным соплом, повернутым относительно оси камеры сгорания на угол 10° , было проведено испытание на топливе с металлическими частицами. В результате испытания произошел прогар в сверхзвуковой части. Место расположения прогара находилось в плоскости поворота по наветренной стороне. На фотографии (рис. 5) приведено сопло после запуска. Из расчетов следует, что прогар начался примерно на расстоянии четырех калибров от среза, то есть в зоне инерционного осаждения.



Рис. 5

Унос сверхзвукового повернутого сопла ($\alpha = 90^\circ$)

Испытания проведены на коническом сопле ($\theta_{вх} = 5^\circ$), повернутом относительно оси камеры сгорания на 90° . Сопло было изготовлено из фторопласта и взаимодействовало с продуктами сгорания металлизированного твердого топлива ($\kappa = 1,16$) в течение 1,25 с. Было проведено несколько испытаний. Разгар сопел был несимметричным. Наибольший разгар был на наветренной стороне. На одном испытании сопло прогорело. На фотографии (рис. 6) представлено сопло после испытания, где был зафиксирован прогар.

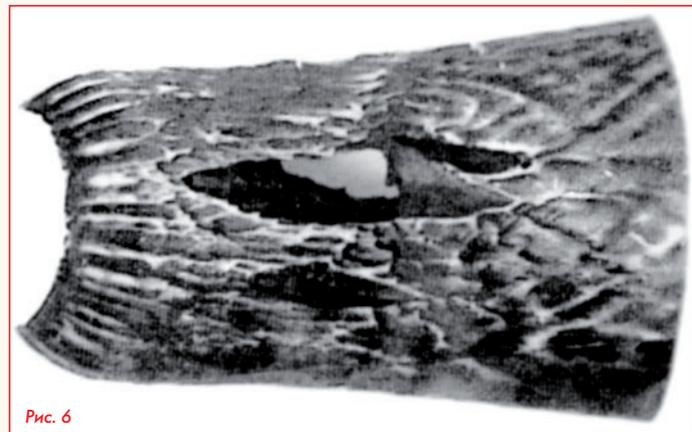


Рис. 6

При осмотре сопла было видно, что разгар несимметричен. На наветренной части его части имелась зона повышенного уноса материала.

Литература

1. М. Ван-Дайк. Альбом течений жидкости и газа. М. Мир. 1986 г.
2. An Album of Fluid Motion. Assembled by Milton Van Dyke. - The Parabolic Press, Stanford, California. 1982.
3. Werle H. Le tunnel Hydrodynamique au service de la recherche. Aerospatiale/. - Office National d'Etudes et Recherches Aeronautiques&Double No. 156. 1974
4. Uemura T, instant High-speed Photography and Photonics. - XIII International Congress on High-Speed Photography and Photonics. Tokio, Japan, 1979.
5. Г.Ф. Готов. Аэротермодинамика летательных аппаратов в фотографиях. г. Жуковский, ЦАГИ, 2003 г.
6. Л.П. Лавров, М.И. Соколовский, А.А. Болотов и др. Конструкции ракетных двигателей на твердом топливе. М. Машиностроение, 1993 г.
7. В.И. Феодосьев. Основы техники ракетного полета. М. Наука, 1979 г.

Связь с авторами: swgeorgiy@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ. Рекорд скорости на льду Байкала



Впервые после 40-летнего перерыва построен электромобиль категории "А" малого класса (до 500 кг). Данный проект был реализован компанией LavRacing. В проекте участвовала компания НТЦ "Приводная Техника", предоставившая свой компактный электрический привод EDM 15/30 пиковой мощностью 30 кВт, который подошёл для данного класса техники. Заезды проходили

на льду Байкала в районе острова Ольхон. Для достижения максимальной скорости была подготовлена трасса длиной 14 км.

Специалистами НТЦ "Приводная Техника" в ходе подготовки к рекордному заезду была проведена специальная настройка контроллера электропривода EDM 15/30. При этом были проведены испытания электроприводов EDM в экстремальных условиях, а именно - в условиях отрицательных температур, максимальных скоростей и нагрузок.

Одновременно был осуществлён подбор оптимальных характеристик программного обеспечения для получения необходимой динамики разгона и достижения максимальной скорости.

В ходе работ был произведен монтаж контроллера, подключение к системе электроботида, проведена проверка показателей тяговой аккумуляторной батареи для предотвращения аварийных ситуаций с контроллером, а также прошивка программного обеспечения контроллера и калибровка параметров. В ходе испытаний были произведены замеры напряжения и токов на контроллере и двигателе EDM 15/30, которые удовлетворяли безопасной и максимально эффективной работе привода.

После проведённых работ были проведены пробные заезды для определения максимальной скорости машины. Благодаря этим калибровкам пилоту удалось достичь скорости 140 км/ч и оставить в данном классе техники новый рекорд. 

БЕСКОНЕЧНЫЕ ЧИСЛА

МОЩНОСТЬ МНОЖЕСТВ

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

(Продолжение. Начало в 4, 6 - 2018; 1, 3, 4-6 - 2020; 3, 4, 5-6 - 2021)

Рассматриваются свойства бесконечных чисел и мощность множеств. Properties of infinite numbers, cardinality of sets are considered.

Ключевые слова: бесконечные числа, множества, мощность множеств. Keywords: infinite numbers, sets, cardinality of sets.

Приведем замечательную мысль Э. Чезаро, высказанную в его предисловии к Учебнику по Анализу: *"Важнейшею ветвью математических наук, без сомнения, можно считать ту, которая, пользуясь возможностью увеличивать и уменьшать по произволу числа, и принимая во внимание существующие между ними зависимости, устанавливает систему аналитических приемов, применяемых как в геометрических исследованиях, так и при изучении явлений природы"*.

Следовательно, отвергать существование чисел в неограниченной форме записи нелепо. Речь идет, в первую очередь, о числах, которые строго определены (целые или натуральные, впрочем, и действительные). Рассматриваемые числа характеризуются только величиной, числовым значением или, с геометрической точки зрения, месторасположением на числовой оси и их запись или то или иное фиксирование знаками второстепенны. То, что числа находятся на далеком конце числовой оси, их никак не умаляет. Итак, рассматриваемые числа настолько велики, что записать, зафиксировать их точно, как принято, с помощью цифр в любой системе счисления невозможно (символ бесконечности слишком упрощает проблему и не воспринимается как обычное число, хотя дельта-функция, например, воспринимается, как функция с бесконечной амплитудой, и амплитуда мыслится как число. Иногда знаком бесконечности обозначается класс всех порядковых чисел. Ниже приведем некоторые примеры). Очень большие числа имеют, естественно, величину и они не перестают существовать из-за того, что их невозможно точно записать как обычно. Число, как объект чистого умозраения существует независимо от записи, хотя запись раскрывает некоторые свойства. И чисел в неограниченной форме записи бесконечно много (бесконечность мы рассмотрим ниже). В легком духе актуальной бесконечности мы можем считать некоторое неограниченное число как единое и целостное, с которым можно оперировать, для которого заданы, по определению, операции (сложения и умножения) и которые могут быть сравнимы между собой. В математических работах встречается, но редко, требование, чтобы число было большим, насколько это возможно. Еще один пример можно взять из аналитической механики. В этой науке рассматриваются очень малые приращения/вариации, вызванные изменением системы, независимо от фиксированного времени. Эти обобщенные координаты/вариации имеют числовую меру. Обратные к ним будут очень большими числовыми величинами.

Обратимся к простым числам. Это основные кирпичики всех наших чисел. Относительно множества простых мы можем предполагать, что число их конечно или бесконечно. Простые числа образуют естественный ряд (РП). Возьмем набор пронумерованных ящичков/ячеек, каждый номер которых соответствует номеру простого в РП, например, ящичек с номером 1, соответствует числу 2, которое стоит на первом месте в РП.



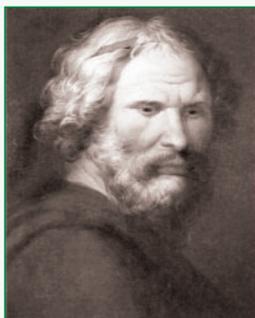
Э. Чезаро

Составим произвольную таблицу из всех натуральных чисел по следующему правилу. Каждому числу n в i -ой строчке поставлено в соответствии множество указанных ящичков, которые содержат степени простых в каноническом разложении этого n , например числу 60 соответствует множество из трех ящичков, стоящих на первом, втором и третьем местах. Получаем, что ящичек под номером 1, содержит число 2 (степень двойки). Второй ящичек содержит 1 - степень 3, а третий также 1 - степень 5. Если в каноническом разложении числа n простой множитель отсутствует, то его ящичек содержит нуль. Применим для таблицы метод диагонализации [1]. Нам необходимо получить некоторое натуральное число D , которое не входит в таблицу. Это число D будем формировать по шагам. На первом шаге, для первой строки таблицы увеличим содержимое первого ящичка на 1, и этот измененный первый ящичек поставим в соответствие числу D . Очевидно, что натуральное число, стоящее в первой строке будет отличаться от числа D . Аналогично, для второй строки увеличим содержимое второго ящичка на 1 и этот ящичек поставим в соответствие числу D . Натуральное число, стоящее во второй строке также будет отличаться от D . И т.д. Мы видим на каждом шаге, что число D отличается от каждого числа, стоящего в таблице, что приводит к противоречию с полнотой таблицы. Получается, что счётное по определению множество натуральных чисел - несчётно. Здесь можно предложить такой вариант решения противоречия. Если бы множество простых было конечно, то число ящичков быстро кончилось бы и невозможна стала бы диагонализация.

Итак, если множество простых чисел конечно, то это снимает ряд проблем. Например, для хорошо известной малой теоремы Ферма конечный случай почти очевиден, хотя здесь имеются логические шероховатости. Рассмотрим для этой теоремы случай бесконечного множества простых. Предположим, что произвольное основание a степени есть натуральное число, но в неограниченной форме записи. (В условиях теоремы предполагается любое натуральное, точнее, целое). Это число возводится также в произвольную степень p , которая является простой, т.е. любым простым числом. Но мы предположим, что множество простых бесконечно. Подставляя в выражение одно за другим простые числа p , получим, наконец, и наше основание a в степени, записываемой в неограниченной форме (например, $a = 1(0)$, $p = 1(0)1$, где скобки (0) означают произвольное число нулей (можно сказать - бесконечное), а число p с любым множеством нулей предполагается простым. Вместо условного $p = 1(0)1$ можно взять другое большое простое, так как их бесконечно много). Теорема утверждает, что, поделив степень на p мы получим опять a (т.е. $a = 1(0)$), но по модулю p . Что такое здесь "деление"? Операция деления для множества натуральных не определена. Тем более, что речь идет об очень больших числах. Суть деления состоит в следующем подходе. Можно отталкиваться от аксиомы Архимеда, что



П. Ферма



Архимед

какое бы число мы не взяли, существует число M , которое больше его. Заметим, что про это M больше ничего не говорится. В то же время процесс деления основан на специальной операции, когда не очень большое k , путем суммирования (при доказательстве используется "наибольшее кратное, не превосходящее q "), должно сравниться с некоторым q ($q > ka$). То есть, как только сумма k превысит (по Архимеду) q , после чего делается

шаг назад и т.д. Это можно считать очевидным для обычных небольших чисел. Можно даже считать, что число q окажется кратным k , но возможно осуществление деления с остатком, получение неполного частного и т.д. Здесь очень большое поле для криптографии. Главное, что фигурирует сумма конечного числа слагаемых или простое умножение. Но это не очевидно для очень больших чисел Q . Мы не можем, например, брать маленькое k , потому что его потребуется суммировать произвольное или бесконечное число раз, хотя и существует $M > Q$. Поэтому, взяв, по методике, маленькое k мы должны получить, за неограниченное число шагов сумму равную или превышающую M . Но M никак не связано с k . Тогда рассматриваемая сумма должна превысить M на основании того, что по Архимеду существует число $N > M$ и т.д. Брать в этом случае очень большое k - также не решит проблему (его может потребоваться суммировать любое число раз. Если взять бесконечное число, то как осуществлять суммирование и сравнение?).

В рассматриваемом случае, число, которое в общем случае (абстрактно) невозможно точно записать никаким способом с помощью той или иной системы счисления или с помощью гипероператоров (стрелок Кнута), просто из-за недостатка места и времени (но можно записать условно), это число возводится в подобную же степень и потом мы получаем соответствующий остаток, как утверждает теорема Ферма. Остаток может оказаться неограниченным числом. Можно предложить выход (теоретический) для очень больших чисел (или для всех): любое целое x представимо в виде суммы $ab + c$ единственным способом (аксиома), причем, не исключено $x = a$ ($b = 1, c = 0$). Тогда по этой аксиоме для очень больших чисел все получится, т.к. операции сложения и умножения определены для всех чисел. Для любого a существует b , и если $c = 0$, то получаем деление нацело. Но этот подход требует аксиомы.

Число элементов абстрактной группы определяет её порядок (мощность группы). Порядок группы может быть бесконечным (пусть будет счётная бесконечность). Далее, у той или иной группы могут быть подгруппы (подмножества её элементов), которые строят саму группу, но они могут и отсутствовать. Хорошо известно, что порядок подгруппы всегда делит порядок группы (теорема Лагранжа для конечных групп). Вопрос деления мы кратко рассмотрели. Из теоремы вытекает, что всякая группа (конечная) простого порядка p не имеет собственных подгрупп. Встает интересный вопрос: верна ли теорема о том, что порядок группы (циклической), не имеющей собственных подгрупп, есть простое число p ? (Можно сказать: "да", если группа конечная, а если - произвольная? Другими словами, если группа



Д. Кнут



Ж. Лагранж



Д. Вильсон

содержит очень большое число элементов, то порядок может оказаться не простым? Здесь может помочь аксиома). А теорема Вильсона для неограниченного p ? Для конечных простых всё ясно (например, группа вычетов по модулю 5 и др.). Начиная с некоторого простого числа утверждение теорем не будет иметь место, т.к. предполагается любое p (по условию p принадлежит множеству натуральных). Здесь выявляется шероховатость

понятия "конечного".

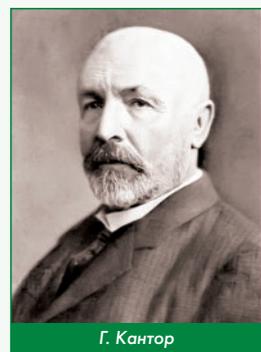
Данные примеры приведены не для того, чтобы опровергнуть теоремы. Теоремы работали. Примеры приведены с той целью, чтобы показать, что конечное множество простых упрощает многие представления и уменьшает логические нестыковки. Все проблемы не исчезают, но бесконечное множество простых - эта такая конструкция, отношение которой к реальному миру проблематично. Поговорим о множествах и бесконечности. (Не будем рассуждать об актуальной бесконечности.)

Множество - важное понятие, но его определение также содержит шероховатости. Канторовское определение (в переводе) гласит: "Под множеством мы понимаем любое соединение определенных различных (различимых) объектов нашего умозрения в единое целое". Шероховатость заключается, в частности, в "различимости" элементов.

Мы применим данное определение к нашему случаю. Множество чисел в неограниченной форме записи образуют натуральные числа, записываемые любым числом цифр в некоторой системе счисления. Итак, мы получили, как требуется, некоторое соединение определенных (для простоты рассматриваются натуральные) различных (записываемых различными цифрами) объектов, о которых мы имеем возможность мыслить целостно. Можно определить равенство этих неограниченных чисел, когда они равны, если их запись в системе счисления совпадает. И числа не будут равны между собой, если при записи отличается хоть одна цифра в соответствующей позиции (очевидно, что число, записываемое одними двойками не равно числу, записываемому произвольным числом троек). Наши объекты более различимы, чем точки некоторой области или порядковые числа. Нельзя исключить, что и некоторые порядковые числа, из-за недостатка места также не могут быть записаны в конечном виде и являют собой неограниченные порядковые числа.

Что касается аксиом классической теории множеств, то в нашем случае речь идет о числах, которые можно объединять в множества, образовывать подмножества и трактовать как элементы (например, принадлежащих множеству натуральных, действительных). Не будем останавливаться на аксиомах теории множеств, но кратко коснемся восьмой. Ниже мы рассмотрим более подробно принцип записи чисел в неограниченной форме. Для них, впрочем, и для простых, некоторую роль будет играть аксиома выбора (счётная).

Рассмотрим еще раз мощность множества натуральных (т.е. их количество). В любом случае множество простых является подмножеством натуральных. Принято считать, что множество натуральных счётно бесконечно. Рассмотрим для простоты натуральные числа, представленные в двоичной системе счисления. Просто, более наглядно. Будем рассматривать некоторую линейку позиций (ячеек). Например, рассмотрим три позиции для представления наших чисел. В этих позициях будем записывать отличающиеся друг от друга комбинации нулей и единиц: 000, 001, 010, 011, 100, 101, 110, 111 - т.е. всего в этих позициях возможно за-



Г. Кантор

писать восемь чисел. Итак, мы бросаем в ячейки различные комбинации нулей и единиц и в трех позициях имеем возможность записать 8 различных чисел, в четырех - 16 и т.д. Мы рассматриваем числа в неограниченной форме, следовательно, мы не можем взять конечное число позиций, а берем произвольное, любое, т.е. продолжаем линейку, увеличиваем число позиций и их номера, т.е. наши разряды растут неограниченно. Число позиций можно сосчитать или проиндексировать, также как, например, элементы класса порядковых чисел. Очевидно, что мы не можем поставить во взаимно однозначное соответствие множество позиций и множество чисел, которое может быть записано в этих позициях. (Здесь возможны опять упомянутые возражения, что числа представляются только конечным числом разрядов, например, не больше миллиарда. В тоже время, трансцендентное число e не может записываться конечной дробью, а записывается бесконечным числом (десятичных) знаков, но это пока не вызывает возражений. Существует мнение, что иррациональные числа - роскошь. В настоящий момент, тем не менее, принято говорить о бесконечной дроби, т.е. числу (e) ставится в соответствие бесконечное множество цифр разрядов). По теореме Кантора (если она верна) любое множество A меньше, чем его булеан. В итоге - множество натуральных не эквивалентно множеству позиций. Причем данное положение не зависит от числа используемых символов (нуликов и единичек). Если обратиться к десятичной системе счисления, то аналогично в двух позициях можно записать соответствующими знаками сто чисел, а в трех - тысячу. Можно сделать вывод, что множество натуральных (точнее, в неограниченной форме) несчетно или сделать вывод, что мощность зависит от способа получения множества. Здесь можно предположить, что множество разрядов (предполагая отображение множества чисел в множество разрядов) несчетно. Возможно и радикальное решение вопроса - директивно запретить неограниченную форму записи (а что тогда делать с трансцендентными?). Впрочем, мы получили хорошо известное "старое". В своих исследованиях Георг Кантор доказал, что множество чисел промежутка $(0, 1)$ несчетно. Он использовал запись чисел в неограниченной форме. Здесь возможны возражения, что рассматривался отрезок $(0, 1)$. Хорошо известно, что интервал $(0, 1)$ взаимно однозначно отображается на всю числовую ось. А на оси расположены натуральные числа.

Далее, вспоминаем, что мы предполагали бесконечность простых. Предположим, что именно множество простых счѐт-

но. Тогда в нашей линейке мы заполняем комбинациями нулей и единиц не подряд все ячейки, а только с номерами, соответствующими простым (их бесконечно много). В итоге данного рассмотрения мы можем получить несчѐтное множество/подмножество комбинаций нулей и единиц - натуральных чисел и мощность полученных натуральных будет больше мощности простых. Наконец, можно считать мощность простых промежуточной между алеф-нуль и мощностью континуума. Этот подход избавит от некоторых логических противоречий. Сама проблема становится похожей на подход Гѐделя (и континуум-гипотезу), когда теория затрудняется определить рамки бесконечного. Вопрос о мощностях простых чисел (и натуральных) требует дальнейшего рассмотрения. Перефразируя, можно сказать, что сомнения по поводу бесконечности менее сомнительны, чем она сама.



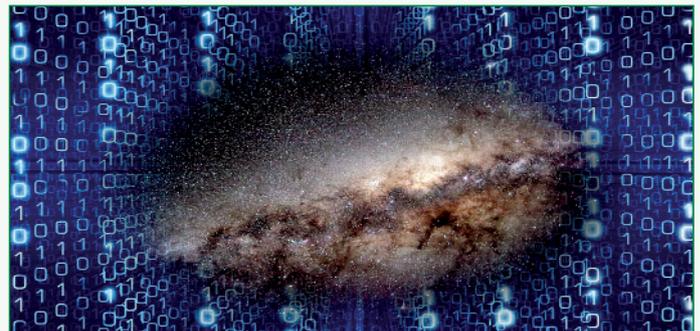
К. Гѐдель

(Продолжение следует.)

Литература

1. Г. Кантор. Труды по теории множеств. М.: Наука, 1985 г.
2. П.Г. Дирихле. Лекции по теории чисел. М.: Книга, 2014 г.
3. А.А. Бухштаб. Теория чисел. М.: Просвещение, 1966 г.
4. Д. А. Андерсон. Дискретная математика. М.: Вильямс, 2004 г.

Связь с автором: a.kasyan1@yandex.ru



ИНФОРМАЦИЯ. Нейтроны исследуют двигатель

В целях создания ещё более совершенных двигателей: с более высокой энергоэффективностью и сверхнизким уровнем выбросов, исследователи Ок-Риджской национальной лаборатории (ORNL) создали уникальное устройство, которое позволяет наблюдать процессы как внутри двигателя внутреннего сгорания, так и в конструкции самого двигателя на атомном уровне. Для этого был создан как источник нейтронного луча с системой датчиков и программ для обработки информации, так и двигатель, изготовленный из специальных сплавов. Главная особенность заключается в том, что внутри нейтронного луча находится работающий двигатель.

Комбинация "Нейтронный луч - Новый двигатель" позволил приступить к изучению работы материалов (специальных сплавов) при высокой температуре и экстремальных напряжениях в динамике. При этом появилась возможность выявления даже самых мелких дефектов в материалах и конструкции двигателей и максимально точно прогнозировать потери тепла, испарение топли-

ва, впрыскиваемого в цилиндр, и изменения температуры металлических компонентов двигателя.

Впервые ORNL создали прототип нового двигателя еще в 2017 г. Тогда небольшой двигатель с головкой блока цилиндров, отличной из нового высокотемпературного алюминиево-циркониевого сплава (собственная разработка лаборатории), успешно прошел испытания. Это был первый в мире эксперимент, в котором работающий двигатель проанализировали методом нейтронной дифракции с использованием нейтронного анализатора.

Успех этого эксперимента побудил специалистов ORNL разработать специальное устройство для исследования 2-литрового четырехцилиндрового автомобильного дви-

гателя. Платформа, на которой закреплѐн двигатель, вращается вокруг оси исследуемого цилиндра. Для облегчения наблюдения за процессами в камере сгорания используются охлаждающая жидкость и масло на основе фторуглерода.

Полученные результаты предполагается обрабатывать на суперкомпьютере Summit, расположенного в ORNL, на котором в дальнейшем будет проводится компьютерное моделирование, которое, в свою очередь, будет способствовать созданию более энергоэффективных и сверхчистых двигателей.



МЕХАНИКА СПЛОШНЫХ СРЕД

МЕТОД ГОРЯЧЕЙ ВИЗУАЛИЗАЦИИ

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

Для исследования турбулентных конфигураций в сложных каналах предлагается использовать экспериментальный метод горячей визуализации в сочетании с теоретическим анализом и математическим описанием полученных результатов. В работе представлены результаты многочисленных экспериментов, проведенных на высокоэнтальпийных газовых потоках в соплах сложной формы. Получены изображения, визуализирующие картину торсионно-волнового динамического движения газовых потоков, наличие устойчивых структурированных турбулентных конфигураций потока, скачкообразный переход от одной формы устойчивости течения к другой.

To study turbulent configurations in complex channels, it is proposed to use the experimental method of hot visualization in combination with theoretical analysis and mathematical description of the results obtained. The paper presents the results of numerous experiments conducted on high-enthalpy gas flows in nozzles of complex shape. Images have been obtained that visualize the picture of the torsion-wave dynamic motion of gas flows, the presence of stable structured turbulent flow configurations, and the abrupt transition from one form of flow stability to another.

Ключевые слова: механика сплошных сред, метод горячей визуализации, турбулентность.

Keywords: continuum mechanics, hot visualization method, turbulence.

Нас окружает великое множество видов течений жидкостей и газов [1, 2]. Исследованию этих течений уделяется немало внимания в литературе. Все эти виды условно укладываются в две большие группы: "ламинарные течения", когда каждая частица жидкости движется параллельно основному направлению потока, "течения турбулентные", когда поток представляется сочетанием огромного количества вихрей. Вся газовая динамика, теория полета, гидродинамика, в конечном счете, - лишь попытка понять механику образования и взаимодействия течений с различными телами, поверхностями и каналами, а также найти методы математического описания и расчета этих процессов [3, 4]. Вопросы теплообмена в областях отрыва и повторного присоединения течений сжимаемого газа непосредственно связаны с динамикой движения и рассматриваются многими исследователями.

Анализ различных видов турбулентности в сложных каналах подтверждает справедливость следующих утверждений: турбулентность представляет собой систему устойчивых форм течения; турбулентность - это комбинация четырех видов простых течений (поступательного, колебательного, вращательного и торсионного) [5, 6].

Трехмерное течение жидкости, газа и плазмы внутри камер, сопел, воздухозаборников и других проточных трактах сложных форм, как правило, является турбулентным. В общем случае в любом, даже в самом простом канале, имеющем высокую степень симметрии, течение может быть достаточно сложным и зависеть во многом от режима, определяющего комбинацию независимых видов течения. Наличие поворотов, вращений, колебаний стенки и совместное воздействие этих факторов на рабочее тело приводит дополнительно к усложнению структуры потоков и возникновению новых устойчивых форм, к которым в том числе относятся классические парные вихри Тейлора-Гётлера.

Для проточных трактов можно условно выделить три независимых вида течений:

- в осесимметричных каналах;
- в несимметричных каналах;
- в осесимметричных каналах с несимметричными условиями на входе.

Указанные виды течений могут комбинироваться. Например, повернутое относительно оси камеры сгорания эллиптическое сверхзвуковое сопло с косым срезом совмещает в себе осесимметричное течение вдоль цилиндрической камеры, поворот в сверхзвуковую часть сопла, течение внутри сопла с эллиптическим проходным сечением и истечение через косой срез с последующим резким поворотом потока. Аналогичными течениями являются течения в турбинах и насосах ЖРД, где процесс усложняется дополнительным вращающимся движением стенок каналов.

Сложные формы каналов приводят к формированию раз-

личных вихревых структур движущихся потоков. Комбинации трех перечисленных видов течений порождают возникновение вторичных, третичных и многоветвленных течений. При их математическом описании приходится сталкиваться со все более сложными способами задания граничных условий, адекватно описывающих течения.

Многие течения в сложных каналах в настоящее время не удается предсказать аналитически или расчетным путем. Для их описания используют экспериментальный подход. Одним из эффективных экспериментальных методов, обеспечивающих наблюдение следов сложного турбулентного течения вблизи стенок различных конструкций, является метод горячей визуализации. Этот метод используется для проведения исследований высокоэнтальпийных потоков, таких как течение в проточных трактах РД, при движении спускаемых аппаратов в атмосфере, а также процессов, протекающих в конструкциях ядерных энергодвигательных установок.

Экспериментальные методы, к сожалению, также не всегда позволяют получить желаемый результат. Трудно, например, измерить угловую скорость течения пара в сопловом аппарате турбины. Практически невозможно измерить давление в узле пересечения электрических дуг трехфазного плазмотрона. Является большой проблемой измерение профиля скоростей уранового плазменного ТВЭЛа в газофазном ядерном реакторе. В таких случаях используют экспериментально-расчетные методы моделирования течений в сложных каналах.

Метод исследования структуры потоков

Для исследования турбулентных конфигураций в сложных каналах предлагается использовать экспериментальный метод горячей визуализации в сочетании с теоретическим анализом и математическим описанием полученных результатов.

Суть метода заключается в организации условий, при которых высокоэнтальпийный газовый поток оставляет след на исследуемой уносимой поверхности. При этом в качестве уносимого материала используется полимерные материалы, подчиняющиеся законам линейного пиролиза, когда скорость разрушения и уноса материала практически прямо-пропорциональна тепловому потоку. Предварительные эксперименты проводятся для различных материалов с указанными свойствами: фторопласт 4, полиметилметакрилат, винипласт, а также некоторые стеклопластики и графиты. Прделанная работа показывает, что фторопласт-4 - самый подходящий материал для созданной установки, выбранных временных и температурных условий эксперимента.

Важным аспектом исследований является кратковременность процесса. Правильный подбор времени разгара обеспечивает четкую "мгновенную фиксацию" трехмерной структуры, исключая

ет наложение одной газодинамической картины на другую, а также нивелирует влияние образовавшихся следов в материале на последующую структуру течения.

Для проведения экспериментальных исследований разработана модельная установка на базе плазмотрона типа "Звезда" (рис. 1) [7]. Сопло выполнено разборным и имеет стакан, в который закладывается фторопластовый образец, имитирующий натурное сопло или канал. Вкладыш критического сечения сопла выполнен из углеродного композиционного материала с низкой скоростью уноса по сравнению с фторопластом исследуемого образца. Описанная конструкция позволяет исследовать разнообразные конфигурации каналов и сопел, многократно на одной рабочей части производить запуски высокоэнтальпийного потока. Оставленные после воздействия горячего газа отпечатки дают возможность визуализировать рельефные структуры течения вблизи омываемых стенок. Замеры геометрии полученных узоров позволяют построить профили уноса вдоль образующих.

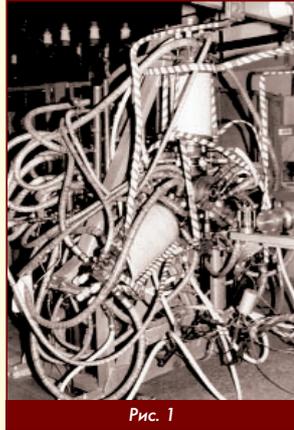


Рис. 1

Ниже приводятся результаты и обобщение многочисленных экспериментов, проведенных на описанной установке, по изучению физики турбулентных течений в каналах конструктивно сложных тел. Скорости газовых потоков меняются от нуля у стенки до сверхзвуковых в ядре.

Течение в осесимметричном коническом сопле

Начнем с описания структуры течения в осесимметричном коническом сопле. Исследования проводятся на плазмотроне с соплом из фторопласта. Испытываются сопла с различными углами раскрытия сверхзвуковой части. Эксперименты проводятся при различных давлениях в камере. В результате исследований установлено, что разгар в закритической области происходит в устойчивом газодинамическом режиме. В месте перехода от неразгорающегося вкладыша критического сечения к разгорающемуся фторопластовому конусу возникает так называемая "закритическая яма", в которой формируется зона дозвукового течения с образованием вихрей Тейлора-Гёртлера. Вихревая структура может быть визуализирована благодаря уносу массы фторопластового сопла. Во времени эта структура (рис. 2) не изменяется, количество вихрей сохраняется, а размеры их увеличиваются пропорционально времени разгара. Установлено, что амплитуда вихрей $\Delta\delta$ подчиняется эмпирическому соотношению $\Delta\delta/\delta_{max} = 0,2Go^{0,2}$ и, как видно, зависит от числа Гёртлера Go .

Амплитуда вихрей функционально связана также с максимальной глубиной "ям". Экспериментальная зависимость величины максимального уноса δ_{max} , полученная для конусов с различными наклонами образующих, однозначно определяется углом входа в сверхзвуковую часть сопла $\theta_{вх}/\delta_{max} = S_{max}(0,525 - 0,25tg\theta_{вх})$, S_{max} - координата точки максимального уноса вдоль образующей сопла.

Абсолютное значение величины амплитуды $\Delta\delta$ составляет примерно 10 % от величины δ_{max} . При достаточно сильных разгарах ниже по потоку визуализируются ячеистые образования, равномерно расположенные по окружности в шахматном порядке. Это следы кручения потока.

Фотографии отпечатков (рис. 2) свидетельствует о том, что даже при нестационарных процессах турбулентные структуры не хаотичны, а строго упорядочены. Вихревая структура потока устойчива, однажды зародившись, отпечатки вихревых жгутов повторяются в следующем эксперименте на том же образце, помещенном в установку после обмера.

Полученная фотография демонстрирует также, что после прохождения "закритической ямы" поток становится ламинарным.

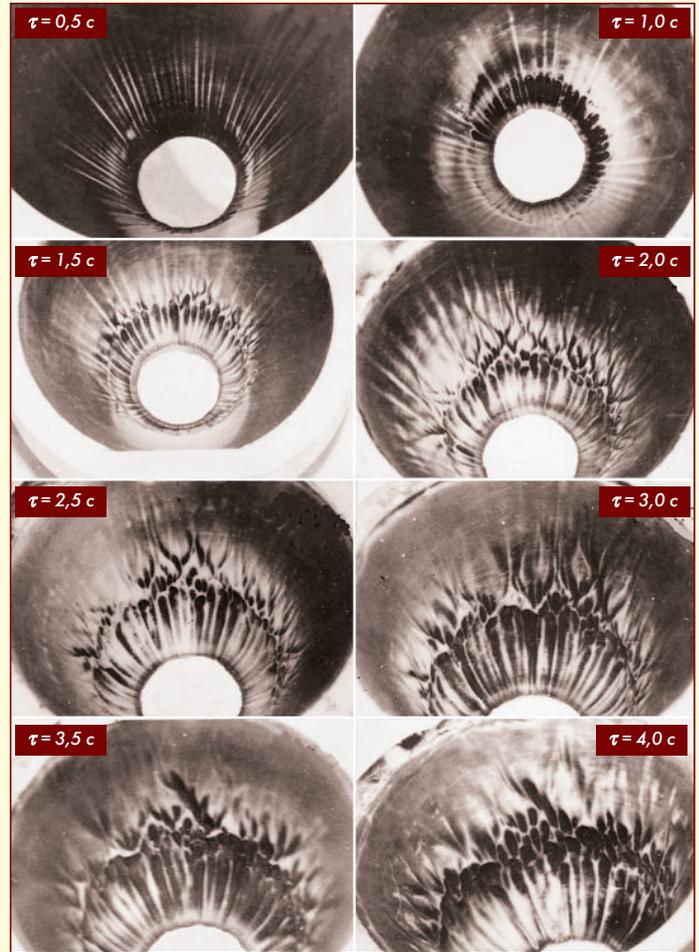


Рис. 2 Отпечаток вихрей Тейлора-Гёртлера в зоне разгара конического сопла

Турбулентность в призматическом сопле

Призматическое или прямоугольное сопло имеет в поперечном сечении либо прямоугольник, либо квадрат. При этом угол наклона одной пары противоположных плоскостей равен нулю. Если высота прямоугольника намного меньше ширины, то сопло вырождается в плоское щелевое. Особенность течения в призматическом сопле состоит в том, что расширение потока вдоль смежных плоскостей различное и больше там, где угол наклона их к оси больше. Это должно было бы приводить к аксиальным течениям. Но поскольку в сверхзвуковом потоке турбулентность отсутствует, то в таком сопле формируется пространственная система скачков. Вблизи стенок, по месту разгара сопла, образуются дозвуковые зоны. Локальные давления в этих зонах соответствуют степеням расширения вдоль каждой из образующих плоскостей, где формируются соответствующие аксиальные течения.

Эксперименты, проведенные на призматических соплах из фторопласта, показывают, что на гранях призм образуются вихри Тейлора-Гёртлера. Величины амплитуд этих вихрей обратно пропорциональны величинам углов наклона плоскостей и подчиняются зависимостям для конического сопла. В соответствии с этими зависимостями амплитуды вихрей исследованных сопел отличаются друг от друга примерно на 20 %.

В области пересечения плоскостей, на ребрах призмы, образуется более крупный единичный вихрь, размером в 2,5...3 раза превышающий любой из вихрей на гранях сопла (рис. 3). Очевидно, что парность этого вихря обеспечивается вихревыми течениями в ядре потока на некотором удалении от стенки.



Рис. 3 Отпечаток вихревого течения в зоне разгара призматического сопла

Турбулентное течение в эллиптических соплах

Аналогичное течение получается в экспериментах на эллиптическом сопле. В отличие от призматического сопла, углового вихря на эллиптическом сопле нет. При этом размеры вихрей Тейлора-Гёртлера изменяются обратно пропорционально углу наклона образующих. Они крупнее вдоль малой оси эллипса и мельче вдоль большой (рис. 4).

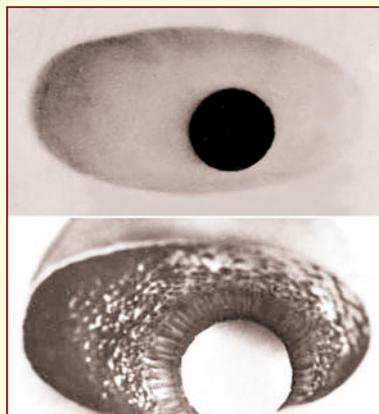


Рис. 4 Отпечаток вихревого течения в зоне разгара эллиптического сопла

Анализ разгоревшихся сопел позволяет установить неравномерность ячеистых отпечатков, располагающихся вниз по потоку за продольными вихрями. Вдоль образующей, лежащей в плоскости малых осей, ячейки отпечатка крупнее, а больших - мельче. Ячейки располагаются в шахматном порядке со сдвигом на полпериода. Это отпечатки противоположно вращающихся парных жгутов, образовавшихся в результате кручения потока. Анализ показывает, что область кручения потока находится в месте нулевого градиента давления.

Анализ турбулентных потоков в сегментном сопле

Сегментные сопла используются для отвода выхлопных струй вспомогательных двигателей от поверхностей корпусов и ответственных узлов ракеты. Как правило, это конические сопла с плоским срезом параллельным оси камеры. В области, где сопло "срезовано" поток отклоняется относительно конической стенки.

Эксперименты показывают (рис. 5), что за местом излома на плоскости дополнительно возникают области турбулентности Тейлора-Гёртлера.

Интенсивность вихрей прямо пропорциональна разности углов образующей конуса и наклона плоскости среза. Вихри в данном случае возникают после натекания сложного турбулентного вторичного потока, сформированного "закритической ямой" в недеформированной сегментной части сопла. Образовавшееся за изломом новое вихревое течение является третичным, так как получено усложнением предыдущего вторичного. Но, как видно на фотографии, это новое течение такое же упорядоченное, как и вторичное. Оно вихревое, а размеры вихрей Тейлора-Гёртлера соизмеримы с размерами вихрей вторичного течения.

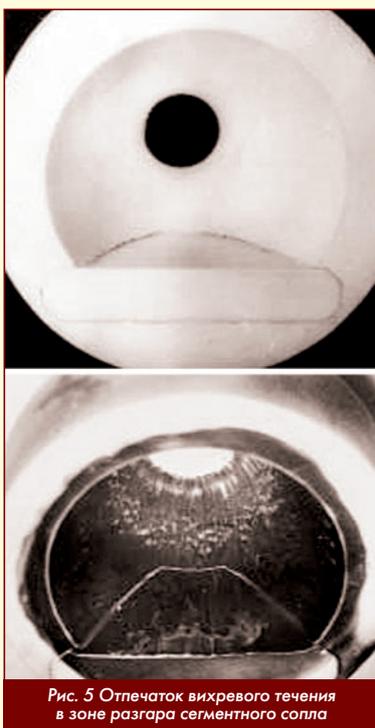


Рис. 5 Отпечаток вихревого течения в зоне разгара сегментного сопла

В области сопряжения конической поверхности и плоскости среза отмечаются одиночные более крупные вихри. Природа их аналогична вихрям в ребрах призматического сопла.

Течение в кососрезанном сопле

Кососрезанное сопло используется для резкого поворота сверхзвукового потока на угол до 30...40° относительно оси камеры сгорания и создания постоянной управляющей боковой силы. Эксперименты, проведенные методом уноса массы, на конических соплах с косым срезом (рис. 6) показывают, что наличие косого среза не оказывает никакого воздействия на турбулентную структуру предыдущего сверхзвукового течения. Все формы устойчивости потоков у стенки не претерпевают никаких изменений при переходе на короткую, длинную и срединную образующие. При этом проявляется характерное для всех сверхзвуковых течений свойство, когда обратная связь вверх по потоку отсутствует, а течение никак не реагирует на приближающиеся преграды и изменения формы стенки сопла.

Наличие косого среза не приводит к возникновению положительных градиентов давления, если самая длинная часть стенки работает в расчетном режиме. В случае если она работает в режиме перерасширения, то в этой области возникают локальные вторичные пространственные течения, направленные внутрь сопла.

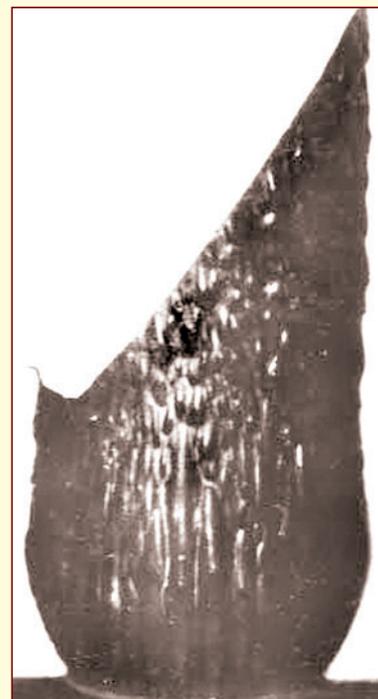


Рис. 6 Отпечаток вихревого течения в зоне разгара конического сопла с косым срезом

Поворотное управляющее сопло

Турбулентное течение в поворотном управляющем сопле (ПУС) существенно зависит от условий на входе в сверхзвуковую часть, и в зависимости от этих условий, а также от длины и формы сверхзвукового сопла, формируется структура течения на наветренной и подветренной части. Тривиальный поворот сопла относительно камеры сгорания не может служить критерием возникновения наветренной стороны в области наибольшего геометрического угла атаки. Вдоль стенки сопла происходит перераспределение давления, которое имеет колебательный характер. На одной и той же образующей, в зависимости от условий течения, могут последовательно располагаться наветренные и подветренные зоны. При этом возникающие боковые усилия периодически меняют знак. С определенным периодом изменяются тепловые потоки, приводящие к несимметричному уносу. Газодинамическая структура двухфазного турбулентного потока также меняется и становится несимметричной. На рис. 7 представлена фотография несимметричного уноса из-за осаждения конденсированной фазы. На наветренной стороне виден след несимметричного прогара стенки ПУС.



Рис. 7 Прогар стенки ПУС

Разрезное управляющее сопло

Разрезное управляющее сопло (РУС) отличается от поворотного управляющего сопла тем, что поворот потока осуществляется в сверхзвуковой его части. Под воздействием рулевых машинок часть сопла вводится в поток, а часть из него выходит, образуя зоны наветренного и подветренного течений, формирующие результирующую эпюру сил давления и боковой силы.

На рис. 8 зафиксированы следы воздействия турбулентного

течения на наветренной стороне РУС. Возникший при повороте стенки в сторону потока положительный градиент давления приводит к образованию вихрей Тейлора-Гёртлера. Аналогичная картина получена на сегментном сопле. Образуются третичные течения. Но вопреки ожиданиям более сложной картины течения, когда высокотурбулизированный поток у стенки натекает на излом, подобный клину, и разбивается в области удара об неё, его структура наоборот упрощается и становится похожей на структуру вторичного течения. Размеры вихрей Тейлора-Гертлера по-прежнему удовлетворяют зависимостям для амплитуды $\Delta\delta$, а их форма и количество со временем не изменяются.

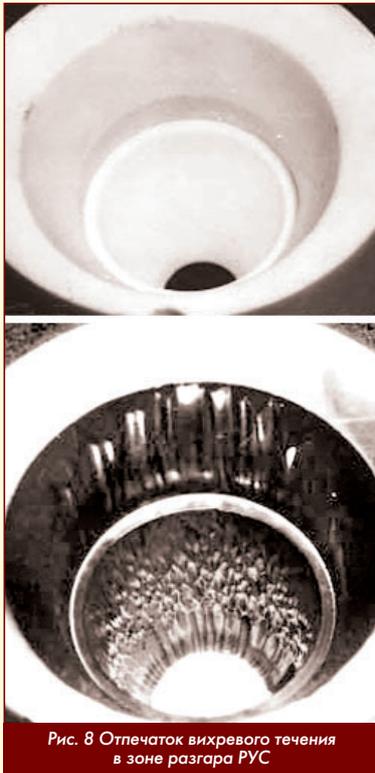


Рис. 8 Отпечаток вихревого течения в зоне разгара РУС



Рис. 9 Отпечаток вихревого течения на поверхности диффузора ЖРД

вые жгуты (скрутки), высланные на поверхности стенки.

Выводы

Приведенные выше примеры турбулентного течения в каналах сложной формы являются наиболее показательными. Они наглядно демонстрируют основные положения торсионно-волновой теории и подтверждают основополагающие утверждения:

1. Турбулентность - это сложная торсионно-волновая динамика, отражающая устойчивые формы высокоструктурированного течения рабочего тела в каналах и при обтекании сложных аэродинамических форм. Переход от одной формы устойчивости к другой происходит скачкообразно.

2. Любое турбулентное течение можно представить как сложную комбинацию четырех видов простых течений: поступательного, колебательного, вращательного и торсионного.

Максимальная турбулентность реализуется при критических значениях потока, когда его скорость становится равной скорости звука и практически равной скорости теплового (хаотического) движения молекул. В критике течение скачкообразно переходит из турбулентного в ламинарное. Каналы сложной формы создают условия для отрыва потока и образования вихревых дозвуковых структур. В сверхзвуковом потоке турбулентность невозможна. Условно она срабатывается в скачках уплотнения, где происходит переход через звук.

Торсионные структуры на поверхности высотного сопла в диффузоре

При испытании высотного в диффузоре были зафиксированы следы трехмерного течения на стенке, проявившиеся в виде отпечатков конденсированных продуктов сгорания углеродсодержащего топлива (сажи).

На рис. 9 видны ячеистые образования на поверхности диффузора, расположенные в шахматном порядке со сдвигом на полпе-

Литература

1. М. Ван-Дайк. Альбом течений жидкостей и газа. М.: Мир, 1986.
2. Губертов А.М., Миронов В.В., Кочетков Ю.М. [и др] Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М.: Машиностроение, 2004.
3. Дж. Серрин. Математические основы классической механики жидкости. М.: изд. Иностранной литературы, 1963.
4. Л.Г. Лойцянский. Механика жидкости и газа. М.: Дрофа, 2003.
5. Ю.М. Кочетков. Турбулентность - не хаос, а тонкоорганизованная структура // Двигатель. 2004. № 4.
6. А.И. Бажанов, Н.Ю. Кочетков, А.А. Сперанский. Механика сплошных сред. Турбулентность сплошных сред // Двигатель. 2021. № 1-2.
7. А.Н. Голиков, Ю.М. Кочетков, Ю.С. Свирчук, В.Б. Федотов. Электродуговые плазматроны Центра Келдыша // Двигатель. 2005. №1.

Связь с авторами: kolabuy@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ. Coradia iLint на водородных топливных элементах

Специалисты французской компании Alstom первыми реализовали проект водородного поезда на базе существующей платформы Coradia - поезда с электрической силовой установкой (СУ) (питание от внешней сети), дизельной СУ и их комбинацией. Их продолжением является версия на

топливных элементах под названием iLint.

Презентация изделия состоялась на международной выставке InnoTrans в Берлине в сентябре 2016 г. Затем в марте 2017 г. на испытательном полигоне в Зальцгиттере официально была зафиксирована скорость в 80 км/ч. А готовый и испытанный продукт компания представила в феврале 2019 г.

Coradia iLint низкопольный пассажирский поезд, вмещающий 300 пассажиров (150 сидячих мест).

Топливные ячейки и топливный бак размещаются на крыше поезда. Под рамой расположен тяговый инвертор и преобразователь, вспомо-

гательный преобразователь и аккумуляторные батареи бортовой и силовой сети.

Возможность рекуперации и хранения энергии в литий-ионных батареях позволяют ещё больше повысить энергоэффективность транспортного средства.

Разнесенная система управления поездом - Selectron Systems, использующая сети Ethernet, CAN и MVB, позволяет поддерживать постоянную связь с информационными и управляющими узлами локомотива, контролировать все параметры в непрерывном режиме и регулировать скорость.

Дальность хода на полностью заправленном локомотиве 1000 км при максимальной скорости порядка 140 км/ч.

Заправку поездов осуществляет передвижная водородная заправочная станция, расположенная рядом с путями у станции Бремерварде.



ЗАРУБЕЖНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ТУРБОВЕНТИЛЯТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЁТОВ

(ЧАСТЬ 5, ПРОДОЛЖЕНИЕ,
НАЧАЛО В ЖУРНАЛЕ "ДВИГАТЕЛЬ" №130-136, 139-144)

ГЛАВЫ ИЗ КНИГИ ПРОФЕССОРА В.А. ЗРЕЛОВА

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

Владимир Андреевич Зрелов, д.т.н., профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов

18 AX100

До 2005 г. исследования газотурбинных двигателей в США проводились в рамках программы Integrated High Performance Turbo Engine Technology (IHPTET). Эта программа была создана в 1987 г. с очень амбициозными целями - достичь к началу века 100-процентного улучшения характеристик двигателя. В IHPTET были определены конкретные цели в каждом из трёх классов двигателей, а именно: турбовентиляторные/турбореактивные, турбовинтовые/турбовальные и одноразовые двигатели. Для класса турбовентиляторных двигателей основной целью IHPTET было удвоить значение удельной тяги (отношение тяги двигателя к его массе - $P/M_{дв}$).

Несмотря на то, что программа IHPTET добилась значительного прогресса в достижении своих целей, она была сосредоточена на двигателях с малой степенью двухконтурности для истребителей/штурмовиков, а двигатели с большой степенью двухконтурности для транспортных самолётов рассматривались, в основном, как побочный продукт. Зависимость удельного расхода топлива от тяги (Thrust-Specific Fuel Consumption - TSFC) считалась более важным параметром, но не таким критичным, как удельная тяга [167, 174].

В рамках новой программы Adaptable Versatile Engine Technology (ADVENT), начатой в 2007 г., ВВС США спонсировали разработку двигателя, в котором степень двухконтурности может изменяться в более широком диапазоне, открывая каналы наружного воздушного потока. Это позволяет спроектировать двигатель с более низкой степенью двухконтурности, чтобы создавать гораздо большую тягу, в то же время обеспечивая хорошую топливную экономичность. При этом благоприятный побочный эффект заключается в снижении тепловой характеристики выхлопа. Из программы ADVENT появилась программа технологии разработки адаптивных двигателей (Adaptive Engine Technology Development - AETD). С двигателем ADVENT самолёт также может использовать третий поток воздуха для отвода тепла, что приведет к значительному снижению тепловых проблем и инфракрасной малозаметности.

Программа ADVENT была объявлена в рамках программы ВВС "Универсальные доступные современные турбинные двигатели" (Versatile Affordable Advanced Turbine Engines - VAATE), которая стала ведущей национальной научно-технической программой в области турбинных двигателей.

Целями программ ADVENT являлись разработка и проверка перспективных технологий силовой установки (воздухозаборник, широко регулируемый двигатель, реактивные сопла и интегрированная система теплового регулирования), которые обеспечат оптимизацию работы силовой установки в широком диапазоне высоты и скорости полёта.

Основной целью программы VAATE является улучшение стоимостных показателей (большая доступность) двигателя, которые определяются в основном стоимостью разработки и производства. В связи с этим основной задачей стало определение конфигурации и отработка технологий создания унифицированных газогенераторов, а также разработка технологий и демонстрационных двигате-

лей для многорежимных летательных аппаратов с числом $M > 4$ (High-Speed Turbine Engine Demonstration - HiSTED) [165].

Программа VAATE охватывает все типы двигателей военной и коммерческой авиации, включая турбовентиляторные и турбореактивные двигатели, турбовальные и турбовинтовые двигатели, двигатели для беспилотных летательных аппаратов и ракетные двигатели.

Программа VAATE включает координацию между Министерством обороны (DoD), NASA, научными кругами, промышленностью, Федеральным авиационным управлением (Federal Aviation Administration- FAA) и Министерством энергетики (DoE), что позволяет координировать стратегию развития технологий газотурбинных двигателей на национальном уровне, одновременно привлекая финансирование входящих в неё организаций (рис. 18.1). VAATE имеет широкие возможности для оптимизации интегрированной двигательной установки на уровне системы вооружения, а не только на уровне самой турбомашин. С этой целью основные производители самолётов являются полноправными партнерами в команде VAATE.

VAATE акцентирована на:

- оптимизацию двигательной установки в составе системы воздушного судна;
- обеспечение приемлемых возможностей, включая показатели производительности и стоимости;
- планируемую синергию и двойное использование в соответствии с требованиями гражданской авиации [167].

На рисунке 18.2 показано изменение удельной тяги двигателей при реализации программ IHPTET и VAATE.

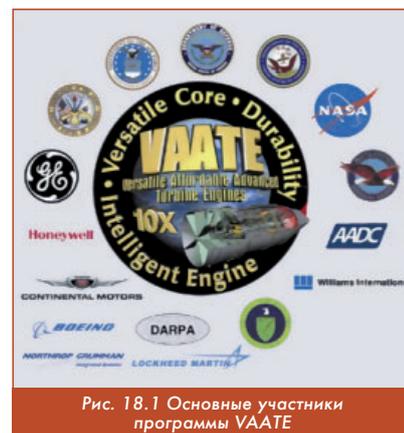


Рис. 18.1 Основные участники программы VAATE

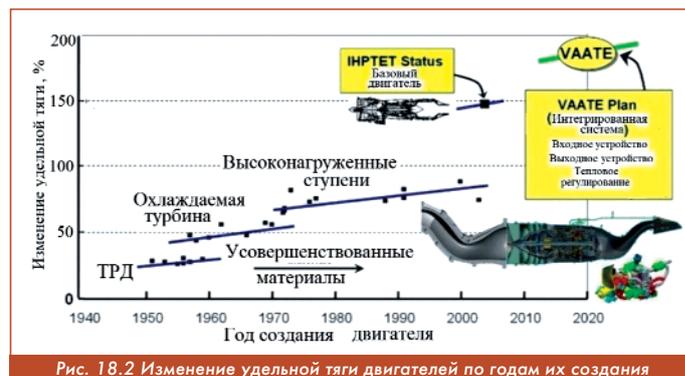


Рис. 18.2 Изменение удельной тяги двигателей по годам их создания

Отражая требования, предъявляемые к вооружённым силам, программа VAATE была нацелена на то, чтобы к 2017 г. повысить

возможности силовых установок с газотурбинными двигателями в 10 раз по сравнению с базовыми системами 2000 г. В этом контексте "возможности" - это технические характеристики, включая тягу, массу и расход топлива. Стоимость представляет собой общую стоимость владения и включает затраты на разработку, закупку и техническое обслуживание в течение всего жизненного цикла (без учёта топлива). Общая цель VAATE оценивается индексом соотношения возможностей и затрат (Capability to Cost Index - CCI), определяемым как соотношение тяга/масса/удельный расход топлива (SFC/соотношение затрат):

$$CCI = [(P/M_{дв})/TSFC] (1/\text{стоимость}).$$

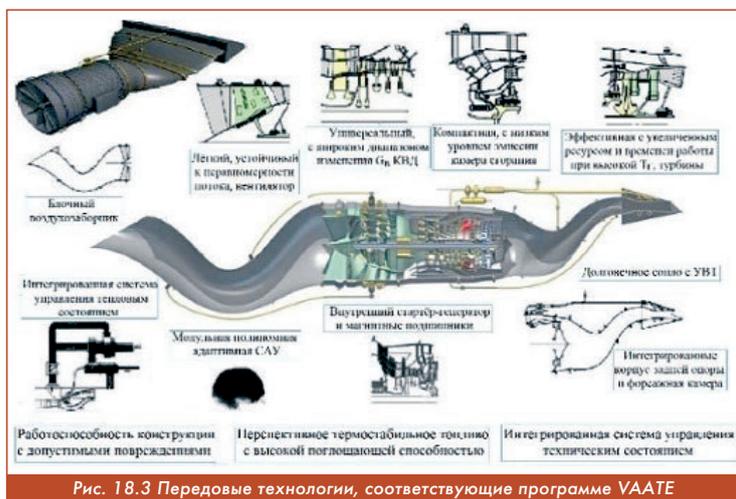
Подход CCI имеет две ключевые сильные стороны. Во-первых, чтобы способствовать оптимизации на уровне системы воздушного судна, VAATE позволяет CCI фиксировать влияние передовых технологий на компоненты силовой установки, установленные на самолёте, такие как входное устройство двигателя или подсистемы управления тягой и температурой, а также традиционные турбомашин. Таким образом, VAATE способствовала инвестициям в технологию, которая фактически увеличивает массу двигателя от фланца до фланца, если эта технология приводит к общему увеличению массы установленной силовой установки. Например, двигатель с изменяемым или адаптивным циклом, установленный в самолёте при крейсерской скорости $M = 2,5$, будет иметь массу большую, чем двигатель с фиксированным циклом, но при этом возможно значительно снизить массу летательного аппарата на системном уровне благодаря исключению изменяемой геометрии входного устройства.

Вторая сильная сторона подхода CCI заключается в том, что каждому подрядчику VAATE было разрешено варьировать целевые факторы и, таким образом, точно определять, как достигается общая цель CCI.

VAATE состоит из трёх основных областей:

- универсальный газогенератор (ядро) - самый тяжёлый, самый сложный и самый дорогой компонент двигательной установки;
- интеллектуальный двигатель;
- долговечность.

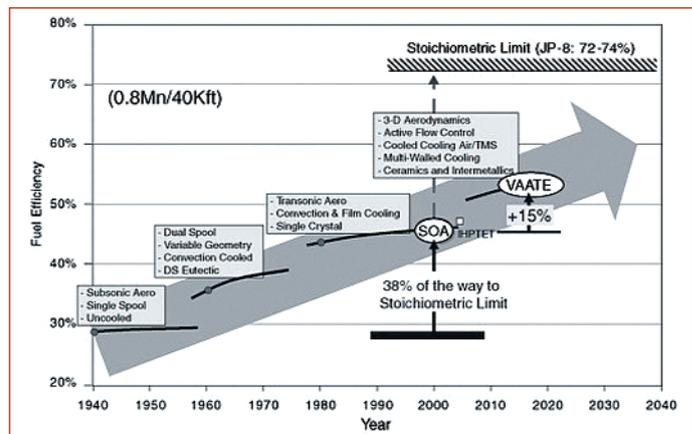
Для каждой области были разработаны подробные технологические дорожные карты, которые в совокупности должны были привести к достижению цели программы - 10-кратному улучшению CCI (рис. 18.3) [167].



Несмотря на то, что эффективность газотурбинных двигателей за последние годы существенно повысилась, сохраняется значительный потенциал для улучшения текущего уровня и более близкого достижения теоретических пределов. Идеальный цикл, основанный на оптимальных стехиометрических свойствах сгорания, является показателем того, насколько далеко газотурбинный двигатель остается от своих теоретических пределов с точки зрения ключевого показателя топливной эффективности.

Каждое новое технологическое усовершенствование, будь то аэродинамика элементов, материалы или охлаждение турби-

ны, позволяет увеличить общее соотношение давлений и температуру на входе в турбину, что приводит к повышению топливной эффективности в широком диапазоне применений двигателей. Как показано на рис. 18.4, современная технология двигателей достигает лишь приблизительно 38 % от стехиометрического предела газотурбинных двигателей.

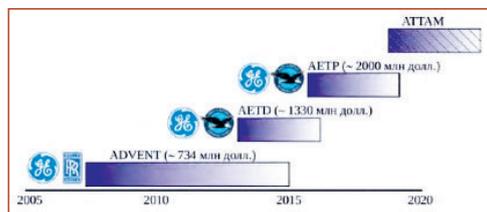


Благодаря сочетанию технологий, предлагаемых программой VAATE, ожидается повышение топливной эффективности на 15 %, что является существенным улучшением по сравнению с сегодняшним уровнем [174].

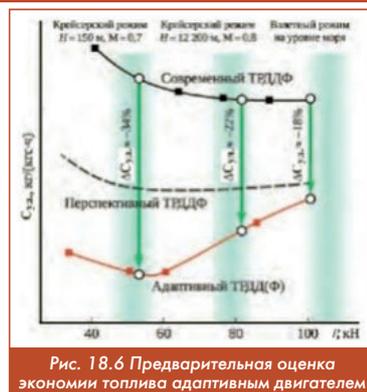
Хотя каждый подрядчик VAATE может определять конкретную комбинацию целевых факторов и области применения продукта, которые составляют его предложение для достижения цели CCI, важно отметить, что фундаментальные технологические барьеры, основанные на физике, такие как температура, соотношение давлений и материалы, одинаковы независимо от точной архитектуры, конфигурации и применения двигателя.

Без указания подрядчика по программе VAATE можно предпочесть сделать акцент на улучшении характеристик $(P/M_{дв})$ для двигателей сверхзвуковых истребителей/штурмовиков, а не на удельном расходе топлива (SFC) и повышении стоимости для дозвуковых двигателей с большой степенью двухконтурности, необходимых для больших самолетов, не являющихся истребителями.

Разработка адаптивного трёхконтурного двигателя по заказу НИЛ ВВС США (AFRL) началась в 2007 г. и проводится по скоординированным программам: ADVENT - разработка схемы адаптивного двигателя; AETD - демонстрация адаптивных двигательных технологий; AET (Adaptive Engine Transition Program) - создание образцов адаптивных двигателей; ATTAM (Advanced Turbine Technology for Affordable Mission Capability) - интеграция адаптивных двигателей с энергосистемами боевых самолётов (рис. 18.5).



В рамках стартовой программы ADVENT разрабатывалась схема адаптивного двигателя, применение которого в составе силовой установки пятого и шестого поколений должно обеспечить увеличение дальности и продолжительности полёта, а также снижение удельного расхода топлива по сравнению с двигателями традиционной схемы (рис. 18.6). Адаптивная схема позволяет согласовать режимы



работы воздухозаборника, двигателя и сопла путём изменения режимов работы вентилятора и газогенератора, что, в свою очередь, способствует уменьшению аэродинамического сопротивления самолёта [165].

На выбор компании General Electric в качестве основного разработчика программы ADVENT повлиял имеющийся у неё уникальный опыт по разработке общего газогенератора для двигателей различного назначения, применяемых как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых самолётах (двигатели F101, F110, F118 и семейства гражданских двигателей CFM56) [166].

В докладе генерального директора отделения перспективных разработок авиационных двигателей фирмы General Electric М.Дж. Бензекейна (M.J. Benzekain) отмечены некоторые результаты, полученные в процессе создания научно-технического задела по программе "Проект TECH56" [180].

Согласно этому проекту была опробована на специальном стенде новая турбина высокого давления. Эта высоконагруженная турбина (рис. 18.7), представляющая третье поколение одноступенчатых турбин, имела на 10 % уменьшенное количество лопаток, сниженное на 50 % сопротивление от ударных волн на задней кромке и уменьшенный на 22 % расход охлаждающего воздуха [180].

Фирма General Electric начала с одинарной кольцевой камеры сгорания с низким уровнем эмиссии, которую довели для семейства двигателей CF6. Когда потребовались более низкие значения NO_x , была создана двухзонная кольцевая камера сгорания. У неё две зоны горения. Пилотная зона оптимизирована для процесса зажигания и получения низкого содержания углеводорода и СО в эмиссиях, а главная - "бедная" зона - для NO_x . Ею достигнуты уровни содержания NO_x на 50 % ниже уровней CAEP/2 - стандарта по NO_x , установленного ICAO.

В процессе создания научно-технического задела была разработана камера сгорания конструкции TAPS (Twin Annular Premixing Swirler) (рис. 18.8). В ней был применён двухъярусный центробежный завихритель с предварительным смешением и рабочим процессом, происходящим внутри самого завихрителя. Такой завихритель обеспечивает "бедное" горение при высоких значениях мощности, что позволяет получить значения содержания NO_x , составляющее 38 % от Норм ICAO.



Рис. 18.8 Камера сгорания TAPS

Для жаровых труб камер сгорания были применены композитные материалы с керамическими матрицами (рис. 18.9), которые по сравнению с жаровыми трубами с термостойким покрытием, значительно повысили жаропрочность и в два раза увеличили

ресурс. Параллельно композитные жаровые трубы позволили снизить количество охлаждающего воздуха, который, будучи подведённым во фронтное устройство камеры сгорания, способствовал понижению содержания NO_x на 20 % [180].



Рис. 18.9 Жаровая труба из композитных материалов с керамическими матрицами

Для существенного увеличения ресурса подшипников стальные шарики были заменены на керамические.

Во исполнение части программы "Проект TECH56" были разработаны и испытаны на стенде с высоким давлением щёточные уплотнения в ключевых местах компрессора и турбины высокого давления. Новые конструкции уплотнений продемонстрировали существенное снижение утечек (на 40 %) (рис. 18.10, 18.11). При проведении стендовых циклических испытаний эти уплотнения работали без увеличения утечек. При этом наблюдалось снижение температуры двигателя на 12 °С одновременно с уменьшением количества дефектов в эксплуатации [180].

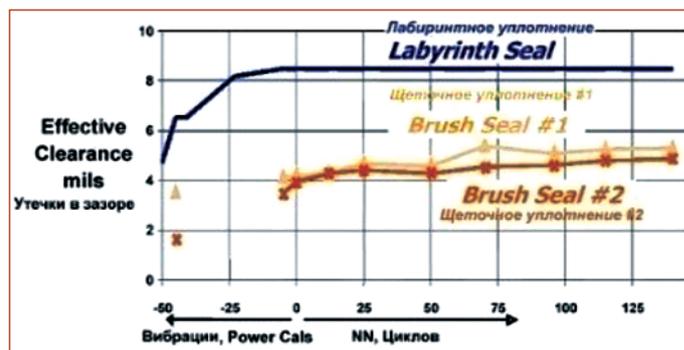


Рис. 18.10 Результаты сравнительных испытаний лабиринтных и щёточных уплотнений

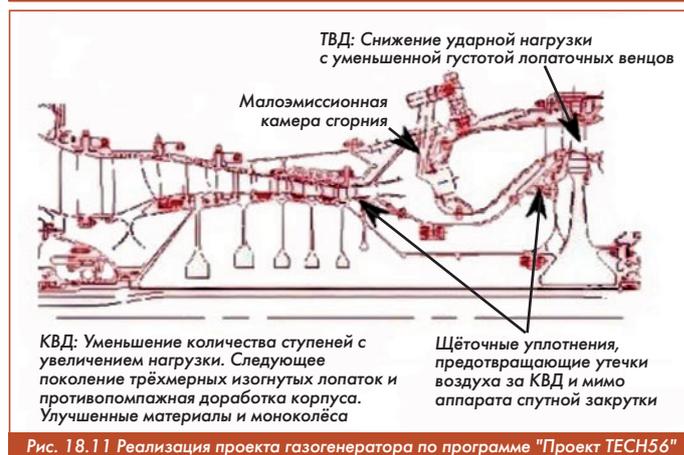


Рис. 18.11 Реализация проекта газогенератора по программе "Проект TECH56"

При создании новой техники особая роль принадлежит материалам. General Electric создала материал для лопаток МХ4 с улучшенным термостойким покрытием (ТВС) с переходом от ТВС1 к ТВС2 (рис. 18.12). Эта технология обеспечила четырёхкратное продление ресурса лопаток турбины, позволяя значительно снизить стоимость технологического обслуживания в эксплуатации и продлить срок службы на крыле. Также был разработан новый более лёгкий и жаропрочный материал для диска - МЕЗ. По сравнению с материалами типа INCO718 и R88DT он обеспечивает значительное продление ресурса [180].

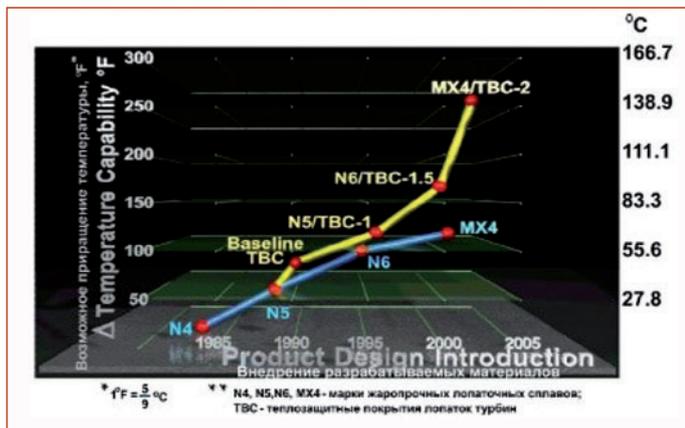


Рис. 18.12 Разработка жаропрочных материалов и теплозащитных покрытий

Как отмечалось ранее, начиная с 2006 г. GE и Rolls-Royce North America разрабатывали газогенераторы с высокой степенью повышения давления и технологию адаптивного вентилятора с переменной двухконтурностью и системой низкого давления. Нацеленная на снижение удельного расхода топлива двигателями (SFC) на 25 % по сравнению с базовыми двигателями истребителей начала 2000 г., программа ADVENT была направлена на решение ключевых технологических проблем, в том числе: - поддержание постоянного расхода двигателя с изменяемой степенью повышения давления в вентиляторе; - работа с более высокой, чем когда-либо, температурой газа на входе в турбину. Были разработаны методы охлаждения охлаждающего воздуха и новые, более простые конструкции выхлопных систем.

В 2007 г. General Electric (GE Aviation) и RollsRoyce заключили контракты на Фазу I программы [160]. Фаза I включала исследование предложенной концепции нового двигателя, разработку и испытание некоторых его важных компонентов, а также предварительные проекты двигателя. Что касается Фазы II программы ADVENT, Rolls-Royce North American Technologies получила разрешение продолжить разработку двигателя в конце 2009 г. Фаза II включала контракты на испытание компонентов и интеграцию концепции усовершенствования физических моделей для демонстрации изучаемой технологии. GE Aviation была выбрана для продолжения своей работы по ADVENT в программе AETD в 2012 г. В январе 2015 г. GE Aviation получила дополнительный фонд для работы над двигателем с адаптивным циклом в рамках Фазы II программы ADVENT [161, 162].

Конкурируя с GE Aviation и Rolls-Royce, Pratt-Whitney профинансировала вариант своего F135 с адаптивным вентилятором. Pratt-Whitney и GE Aviation получили контракты на Фазу III, включающую разработку универсальных перспективных двигателей (VAATE) в Исследовательской лаборатории BVC США. Фаза III программы ADVENT включала испытания воздухозаборников, форсунок, газогенератора двигателя и исследование тепловых процессов [163].

"Реактивные двигатели, которые могут изменяться или адаптироваться между различными рабочими циклами в полёте, представляют собой потенциальный переломный момент в боеспособности воздушного флота. Наиболее значительная попытка BVC США внедрить эту технологию осуществляется с разработкой и тестированием демонстраторов адаптивных двигателей General Electric XA100 и Pratt-Whitney XA101" [168].

В 2016 г. была запущена программа AETP с целью разработки и испытания адаптивных двигателей для будущих программ истребителей шестого поколения, Penetrating Counter Air (PCA) для BVC США и Next Generation Air Dominance (NGAD) для ВМС США, а также потенциальной модернизации F-35.

Чтобы подчеркнуть важность шага на пути к двигателестроению нового поколения, BVC нарушили традицию, обозначив два демонстратора AETP как XA100 и XA101. Вместо того, чтобы следовать обозначению "F" для турбовентиляторных двигателей, под которым были разработаны F135/136 для F-35, новое соглаше-

ние об именовании "A" для адаптивных двигателей является важной вехой наравне с обозначением "J" для серии турбореактивных двигателей в 1940-е годы.

"Если испытания, которые начнутся в 2021 г., будут успешными, они могут ознаменовать начало третьей эпохи разработки военных двигателей, дав новую жизнь газовой турбине, подобно тому, как турбореактивный двигатель, а затем и турбовентиляторный двигатель произвели революцию в авиации за последние семь десятилетий" [168].

В схеме трёхконтурного двигателя с регулируемым циклом (VCE) GE Aviation, используется ещё один поток в дополнение к стандартному двухконтурному потоку обычного турбовентиляторного двигателя. Этот внешний канал называется третьим потоком. Добавление третьего потока имеет то преимущество, что позволяет изменять тягу для фиксированного массового расхода на входе, регулируя воздушный поток через различные контуры в двигателе. Третий контур обеспечивает дополнительный источник воздушного потока, который, в зависимости от фазы полёта, может быть адаптирован для обеспечения либо дополнительного массового расхода для повышения эффективности двигателя и снижения расхода топлива, либо для обеспечения дополнительного потока активной зоны для увеличения тяги и охлаждения горячей секции двигателя, а также для охлаждения топлива, которое обеспечивает теплоотвод для систем самолёта. Во время крейсерского полёта третий контур также может отбирать избыточный воздух из воздухозаборника, улучшая параметры потока и уменьшая сопротивление. Как показано на рис. 18.13, схема такого двигателя изменяемого цикла включает в себя несколько основных элементов, таких как: вентилятор, ступень вентилятора с приводом от ротора высокого давления (CDFS), компрессор высокого давления (HPC), первый контур (FBP), второй контур (SBP), третий контур (TBP) и контур HPC [164].

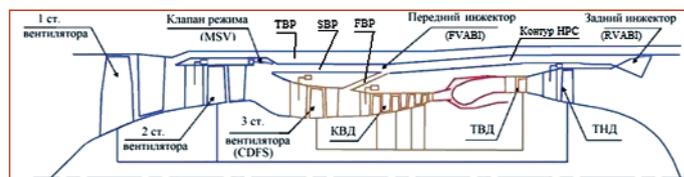


Рис. 18.13 Схема трёхконтурного двигателя

Воздух, поступающий в вентилятор, сжимается и разделяется между входом CDFS и третьим каналом (TBP). Третий поток воздуха расширяется в независимом сопле третьего контура. Газогенераторная часть двигателя работает так же, как и турбовентиляторный двигатель (рис. 18.14, 18.15).

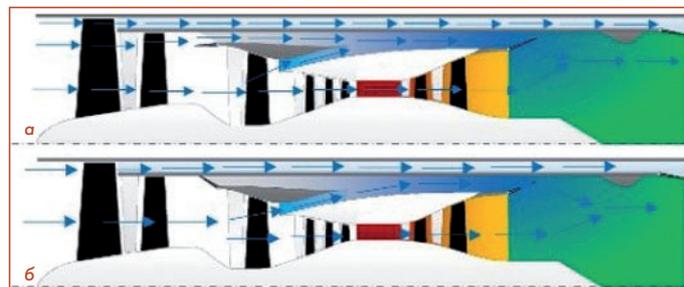


Рис. 18.14 Схема потоков в режиме трёхконтурного (а) и двухконтурного (б) двигателя

Двигатель имеет три инжектора с регулируемым проходным сечением (VABI). Первый VABI - клапан режима, называемый MSV, представляет собой переключающий клапан после вентилятора, который позволяет перекрывать вход третьего контура. Второй VABI (передний инжектор, называемый Forward Variable Area Bypass Injector (FVABI), также является клапаном, который расположен между третьей ступенью вентилятора с приводом ротора высокого давления (ВД) (CDFS) и входом в компрессор высокого давления (КВД). Третий VABI, называемый задним инжектором (Rear Variable Area Bypass Injector (RVABI), представляет собой

клапан с регулируемой площадью, который впрыскивает вторичный поток в основной поток за турбиной низкого давления (ТНД) (см. рис. 18.16 - 18.18).

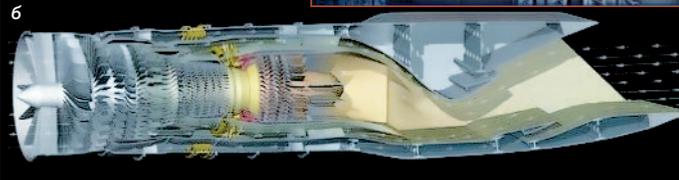


Рис. 18.15 Визуализация течения в контурах одного из проектов трёхконтурного двигателя: а - в газогенераторе; б - во всём двигателе



Рис. 18.16 Конструктивная схема адаптивного двигателя



Рис. 18.17 Схема расположения основных элементов адаптивного двигателя

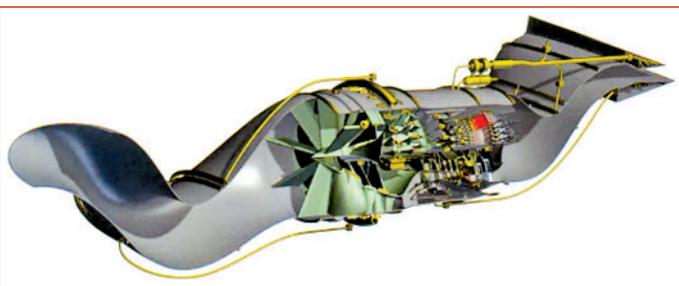


Рис. 18.18 3D-модель адаптивного двигателя с элементами воздухозаборника и выходного устройства

Компания GE, которая провела испытания газогенератора в 2013 г. (рис. 18.19), превысила заданную AFRL температуру более чем на 55К, "установив подтвержденный ВВС, рекорд по самой высокой температуре работы турбокомпрессора в истории реактивных двигателей", - сообщает производитель двигателей. "Мы обнаружили, что ядро может эффективно генерировать мощность, необходимую для трёхпоточной архитектуры", - заявил Дэниел Маккормик (Daniel McCormick) - генеральный менеджер GE

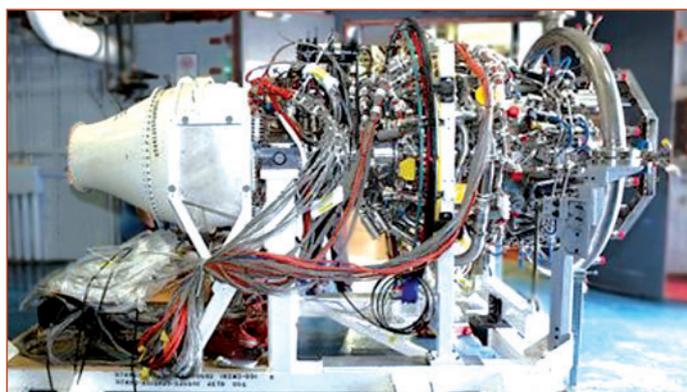


Рис. 18.19 Подготовка к испытаниям демонстратора газогенератора XA100

Military Systems Operation Advanced Combat Engine Programs. "Это подтвердило цели по экономии топлива на 25 %, установленные AFRL, что приводит к увеличению дальности полёта платформы на 30 с лишним процентов", - добавляет он [161, 186].

Испытание турбовентилятора Advent прошло "чрезвычайно успешно", но также выявило некоторую неожиданную и весьма актуальную информацию. "Одна из вещей, которые мы обнаружили с адаптивными двигателями, заключается в том, что методы моделирования для понимания производительности адаптивных циклов хорошо настроены, но моделирование адаптивных трёхпоточных двигателей немного отличается. Кое-что из этого мы поняли правильно, а кое-что нам нужно пересмотреть. Турбовентиляторный двигатель стал для нас чрезвычайно ценным инструментом", - отмечает Маккормик [161].

За газогенератором, испытание которого заняло 60 ч., последовал первый полноценный перспективный трёхконтурный демонстрационный двигатель (рис. 18.20) [188].

В январе 2015 г. исследовательская лаборатория ВВС США (AFRL) заключила с GE новый контракт на продолжение разработки и испытаний по программе Adaptive Engine Transfer Program (AETP).



Рис. 18.20 XA100 - первый двигатель GE Aviation с адаптивным циклом

Новый двигатель был разработан GE Edison Works. Испытания начались в декабре 2020 г. в высотном испытательном центре GE в Эвендейле, штат Огайо, и, по словам разработчика, характеристики двигателя и работа его механизмов соответствовали прогнозам до испытаний и соответствовали целям программы AETP ВВС США.

"Это было испытание двигателя с самым большим количеством приборов в истории GE и ВВС США. Мы смогли получить огромное количество высококачественных данных испытаний, подтверждающих возможности двигателя и демонстрирующих хорошую окупаемость инвестиций ВВС", - сказал Дэвид Твиди (David Tweedy), генеральный менеджер GE Edison Works по передовым боевым двигателям [190, 191].

В ходе испытаний двигатель стабильно работал на разных режимах, близких к расчётным. Была проверена на воздействие высокой температуры работоспособность некоторых элементов, изготовленных из композитных керамических матричных материалов. В частности, соплового аппарата турбины высокого давления, нагревавшегося до 1923 К. При этом каких-либо повреждений соплового аппарата выявлено не было (рис. 18.21).



Рис. 18.21 Подготовка опытного образца двигателя XA100 к испытаниям

В августе 2021 г. начались фаза 1 испытания второго двигателя адаптивного цикла XA100 в рамках программы AETP ВВС США. Этап 1 испытаний позволил GE продолжить сбор высококачественных данных о производительности, подтверждающих способность двигателя к трансформации.

GE XA100 стал первым в мире трёхконтурным двигателем с адаптивным циклом. Испытания фазы 2 на передовых испытательных установках ВВС США в Комплексе инженерных разработок

Арнольда (Arnold Engineering Development Complex - AEDC) начались в первом квартале 2022 г. (рис. 18.22) [191].

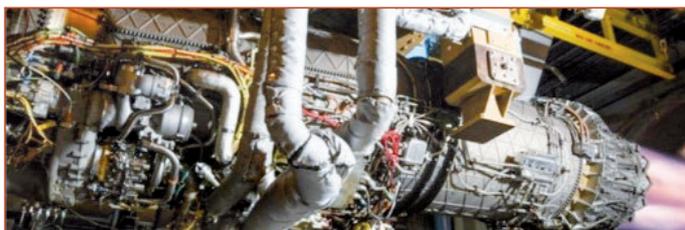


Рис. 18.22 Испытания опытного образца двигателя XA100

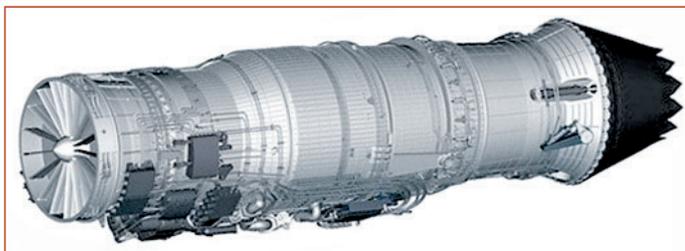


Рис. 18.23 3D-модель адаптивного двигателя XA100

Программа разработки адаптивного двигателя рассчитана на 10 лет и предполагает создание адаптивных силовых установок для боевых и гражданских самолётов [161, 169, 187].

"Хотя GE изначально стремилась настроить свой двигатель AETD так, чтобы он соответствовал будущим истребителям шестого поколения F/A-XX ВМС США и F-X ВВС США, соответственно, точные требования к тяге для них остаются "очень жёсткими", замечает Маккормик [161]. Поскольку основные вопросы не были решены - например, будут ли это однодвигательные или двухдвигательные самолёты, - GE "отказалась от F-35" в качестве основы для своего плана двигателей. "Это известная организация, и это сложная установка. С точки зрения компании, если эта технология будет развиваться, по крайней мере, одной из этих возможностей потенциально может стать самолёт пятого поколения, и F-35 еще некоторое время будет находиться в производстве", - говорит Маккормик. "Таким образом, двигатель будет больше, чем существующая силовая установка в F-35, но будет иметь то же входное устройство. Мы должны выяснить, как создать большую тягу гораздо более экономичным способом по всему периметру без серьезных изменений в архитектуре".

Конструкция двигателя на основе АЕТР "более агрессивна, чем сегодняшние стандартные требования к F-35, но не до уровня приведения в действие оружия с направленной энергией", - комментирует Маккормик. Вместо этого потенциальные преимущества третьего потока будут направлены на то, чтобы обеспечить длительную эксплуатацию F-35 на скоростях 0,8...0,9 Маха и на малой (150 м) высоте. "Сегодня F-35 имеет ограничения на полёты на малых высотах из-за терморегулирования", - добавляет он. "В программе, которую мы изложили, говорится, что вы можете попасть на F-35 до середины 2020-х годов. Это зависит от профиля финансирования и того, насколько велик АЕТР, но это в начале 2022-2024 гг." [161].

Для истребителей шестого поколения преимущества третьего потока будут направлены на обеспечение энергией перспективных вооружений и систем, а также на повышение производительности. "Почти само собой разумеется, что оружие направленной энергии будет использоваться для этих будущих платформ", - говорит Маккормик. Он ожидает, что потребляемая мощность составит не менее 1 МВт. "Мы пытаемся определить пространство дизайна. В рамках части АЕТД мы проводим исследования следующего поколения. Деньги поступают из AFRL в GE, и мы финансируем трёх авиационных строителей (Boeing, Lockheed Martin и Northrop Grumman) для сотрудничества с нами в рамках этих исследований".

В конце 2015 г. компания Northrop Grumman приступила к исследованиям, которые позволят значительно снизить температуру боевых лазеров и их систем энергообеспечения, а также

бортового оборудования и обычного вооружения перспективных самолётов. В GE полагают, что излишнее тепло от бортового радиоэлектронного оборудования, систем вооружения и радиолокационных станций перспективных самолётов можно будет рассеивать при помощи адаптивных двигателей [169, 171].

В качестве одного из вариантов рассматривается возможность создания теплового аккумулятора. Тепло от боевых лазеров и систем подачи энергии будет накапливаться в нём, а при достижении полной ёмкости аккумулятора оно будет отводиться от него в рассеивающий контур. Рассеивающий контур, помимо прочего, будет включать в себя теплоотводящие элементы в третьем контуре адаптивного двигателя, через который будет проходить воздух во время полёта. По предварительной оценке, многоступенчатая система отвода тепла позволит добиться, по меньшей мере, неувеличения тепловой заметности боевого самолёта при использовании большого количества систем - источников тепла [171].

"В то время как GE надеется использовать общую базовую стратегию для этих самолётов, она уже знает из обсуждений с Центром управления жизненным циклом ВВС, что в двигателе будут различия. Возможно, его придется масштабировать. Вероятно, будут внесены разумные изменения в архитектуру турбин низкого давления, и, если самолёт следующего поколения станет двухдвигательным, нам не понадобится большой воздухозаборник", - замечает Маккормик.

"Когда мы переходим к самолёту типа истребителя следующего поколения, размер газогенератора может быть снова скорректирован, если мы перейдем к конструкции с двумя двигателями. Схема конфигурации AEDT внешне напоминает архитектуру F136 - альтернативного двигателя, разработанного совместно с Rolls-Royce для F-35, но снятого с производства в 2011 г.", - говорит Маккормик. "Трёхступенчатый вентилятор существенно отличается тем, что включает в себя изменяемую геометрию и адаптивные функции, в то время как внешний профиль включает кольцевой канал для третьего контура. Десятиступенчатый компрессор высокого давления, имеющий степень повышения давления 22, основан на конструкции, используемой в коммерческом двигателе CFM LEAP (рисунок 18.24), в то время как турбина и камера сгорания "значительно улучшены" по сравнению с F136".



Рис. 18.24 Некоторые особенности конструкции коммерческого двигателя CFM LEAP

Одной из важнейших областей прогресса, которую GE считает главным козырем в конкурсе двигателей шестого поколения, является широкое применение легких, термостойких композитных материалов с керамической матрицей (СМС). "У F136 была одна деталь, сделанная из СМС - сопло. Теперь СМС находят применение в горячей секции от камеры сгорания до турбины низкого давления, включая вращающиеся детали", - отмечает Маккормик. Новаторское применение СМС (рис. 18.25) на вращающейся ступени было успешно испытано на F414 в конце 2014 г.



Пластины из СМС на корпусе турбины

Рис. 18.25 Применение СМС в турбине высокого давления двигателя CFM LEAP

В третьем контуре также будут установлены два комплекта теплообменников. "Одна из особенностей, которую мы обнаружили с помощью этих вентиляторов и компрессоров с высокой степенью сжатия, - это высокая температура воздуха. Таким образом, у нас есть система охлаждения воздуха, прежде чем мы направим его обратно в турбинную секцию", - объясняет Маккормик.

Детальный обзор конструкции основного двигателя был завершен в конце 2014 г., как и испытания третьей установки с холодным потоком и реактивными эффектами в Исследовательском центре НАСА имени Гленна, штат Огайо (NASA Glenn Research Center, Ohio). Также было завершено несколько испытаний компонентов лёгких статоров, изготовленных из полимерно-матричных композитов (РМС). Как и в случае с СМС, GE намерена использовать обширные достижения в области материалов и аэродинамики, достигнутые в её коммерческих силовых установках, применительно к следующему поколению военных двигателей.

Программа испытаний очень сложная. "Для двигателя с адаптивным циклом с тремя потоками и теплообменниками, когда вы запускаете ядро, вы должны имитировать остальную часть двигателя. На самом деле запустить их сложнее, чем полноценный тест двигателя, потому что мы должны адаптировать оборудование для имитации входных данных от остальной части двигателя", - объясняет Маккормик.

"Мы потратили около \$1 млрд из средств GE, инвестируя в технологии, которые конкретно применимы к AETD и к тому, что последует дальше", - свидетельствует он. Это включает в себя \$600 млн корпоративных средств для поддержки коммерческих разработок, таких как CMCS для LEAP, GE9X и Passport Business Jet Engine; еще \$400 млн из доли прямых затрат было направлено на НИОКР для военных технологий в ADVENT и AETD.

Полномасштабные испытания кольцевой камеры сгорания начались в ноябре 2014 г.

При проектировании двигателя компания General Electric использовала технологии, разработанные по программе HEETE (Highly Efficient Embedded Turbine Engine) и при создании двигателя LEAP. В ходе работ по программе ADVENT были использованы технологии, обеспечивающие самые высокие в истории авиации значения температуры, достигнутые одновременно в компрессоре и турбине. В связи с этим в турбине высокого давления использованы лопатки соплового аппарата из керамического композитного материала [170].

Некоторые особенности конструкции перспективного двигателя (рис. 18.26 - 18.32):

- аэродинамическое управление течением в высоконагруженной рабочей лопатке компрессора низкого давления;
- малоступенчатый компрессор высокого давления с двухконтурной рабочей лопаткой первой ступени с "отключаемой" периферийной частью и перепускным каналом для расширения рабочего диапазона компрессора низкого давления;
- рабочие колеса компрессора "блинг" или "блиск" с намоткой для повышения частоты вращения;
- вихревая камера сгорания;
- малоразмерные топливоздушные теплообменники для охлаждения охлаждающего воздуха;
- турбина высокого давления с регулируемым сопловым аппаратом первой ступени и полым диском (повышение частоты вращения);
- "полуступенчатая" турбина низкого давления с противовращением без соплового аппарата на входе;
- магнитная подвеска роторов;
- аэродинамическое управление плоским соплом.

На конструктивных схемах перспективных двигателей помимо магнитных роторных подшипников (рис. 18.26, 18.27), имеются также подшипники качения. При этом, в отличие от большинства конструктивных схем General Electric, двухопорный ротор газогенератора имеет опору турбины, расположенную в высокотемпературной области в районе камеры сгорания перед рабочим колесом турбины.

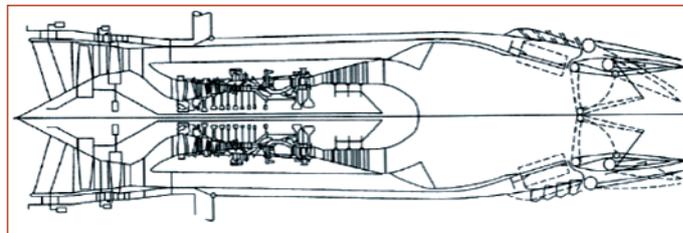


Рис. 18.26 ТРДДФ с двухконтурным вентилятором (патент General Electric от 05.12.2007 г.)

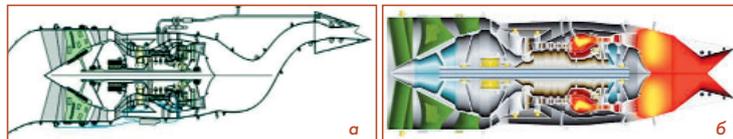


Рис. 18.27а, б Конструктивная схема адаптивного двигателя с магнитными роторными подшипниками

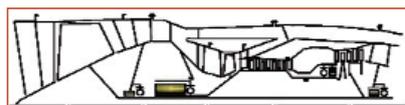


Рис. 18.28 Схема расположения опор роторов адаптивного двигателя с магнитными роторными подшипниками

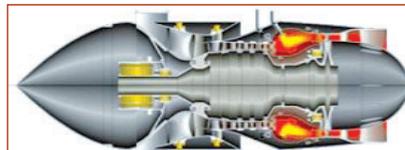


Рис. 18.30 "Большой" газогенератор

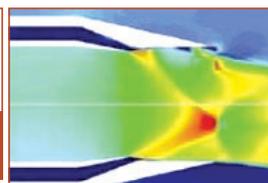


Рис. 18.29 Модель сопла УВТ



Рис. 18.31 Особенности универсального газогенератора

ВВС и авиационная промышленность США ведут работы по программе NGAD (Next Generation Air Dominance), целью которой является создание истребителя шестого поколения.

Несмотря на секретность, высшие руководители предоставили некоторые сведения. По словам начальника штаба ВВС США генерала Чарльза К. Брауна-младшего (Charles Q. Brown jr.), будущи спроектированным, в первую очередь, как истребитель завоевания превосходства в воздухе, NGAD получит многоцелевые возможности. Это способность в первую очередь защищаться от оружия класса "поверхность-воздух", а также выполнять задачи по нанесению ударов по наземным целям.

Генерал в отставке Джеймс Холмс (James Holmes), руководивший до октября 2020 г. Боевым авиационным командованием - БАК ВВС США (USAF's Air Combat Command), заявил в июне 2021 г., что в состав NGAD в конечном итоге может входить два пилотируемых самолёта. Один был бы оптимизирован для европейского театра военных действий. Предположительно, он будет иметь обычные размеры, иметь быстрый цикл разворота и быть способным работать с большого количества временных аэродромов этого театра военных действий. Более крупный и тяжёлый вариант - с большей дальностью полёта и полезной нагрузкой - будет сконфигурирован для театра военных действий в Индо-Тихоокеанском регионе. По-

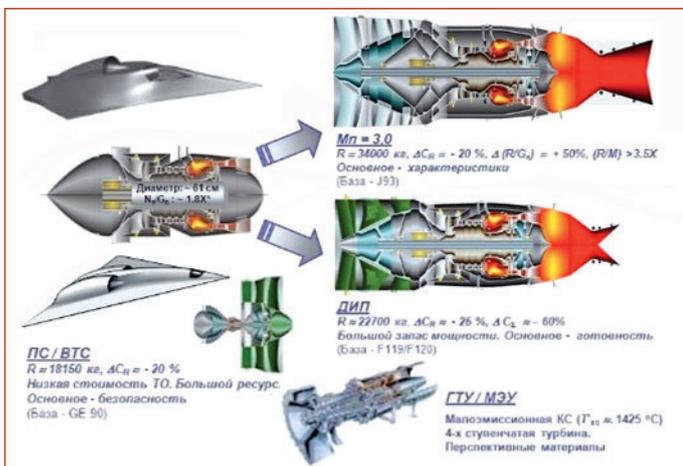


Рис. 18.32 Перспективные двигатели с "большим" газогенератором

мимо этой разницы в требованиях, ориентированных на театр военных действий, некоторые эксперты предполагают, что более крупный, многодвигательный самолёт, похожий на лёгкий бомбардировщик, можно было бы оснастить оружием направленной энергии и патрулировать более крупный сегмент воздушного пространства на любом театре военных действий, увеличивая количество пилотируемых самолётов меньшего размера и беспилотных истребителей, вооружённых ракетами класса "воздух-воздух" большой дальности [202].

"Хотя Россия остается угрозой, теперь мы сталкиваемся с новыми противниками, большими расстояниями в Индо-Тихоокеанском регионе и гораздо более широким использованием электромагнитного спектра. Для этого требуются возможности дальнего действия, которые могут распознавать, снимать и успешно работать в мультиспектральной среде", заявил генерал Марк Келли (Mark Kelly) - глава БАК [202].

19 августа 2022 г. ВВС США выдали пяти ведущим американским аэрокосмическим компаниям рамочные контракты на сумму \$975 млн каждой на разработку на конкурсной основе перспективных двигателей по программе Next Generation Adaptive Propulsion (NGAP) для этого самолёта.

Контракты получили компании General Electric, Pratt-Whitney (в партнерстве с Raytheon Technologies), Boeing, Lockheed Martin и Northrop Grumman (рис. 18.33 - 18.35).

Контракты включают разработку, постройку и испытания прототипов двигателей и рассчитаны до июля 2032 г. [189]. В рамках этой программы был спроектирован полностью с помощью цифровых технологий и построен первый лётный образец перспективного самолёта, предназначенный для проведения предварительных лётных испытаний и отработки основных технологий.

Самолёт будет использовать два двигателя, разрабатываемые по программе АЕТР (Adaptive Engine Transition Program). Для этого создаются двигатели в классе тяги 20 тс: General Electric XA100 и Pratt-Whitney XA101 [182].

Программа NGAD находится на этапе принятия решений. Требуется определить потребное количество самолётов и финансовые возможности.



Рис. 18.33 Концепт из доклада ВВС США



Рис. 18.34 Концепт NGAD от Lockheed Martin



Рис. 18.35 Вариант перспективного истребителя Boeing

Пока неизвестно, является ли образец пилотируемым или беспилотным самолётом.

Предварительные проекты двигателей по программе NGAP должны были быть представлены участвующими в программе компаниями к концу 2022 г.

ВВС США планируют инвестировать миллиарды долларов в разработку новых боевых истребителей и двигателей для них в течение следующего десятилетия.

В соответствии с программой АЕТР демонстрируются и совершенствуются ключевые технологии, но не будут созданы двигатели для перспективного истребителя нового поколения Next Generation Air Dominance (NGAD), заявил начальник отдела по закупкам, технологиям и логистике ВВС США д-р Уилл Ропер (Will Roper) [183]. На конференции по виртуальной авиации, космосу и киберпространству Ассоциации ВВС США (15 сентября 2020 г.), он сообщил, что демонстратор самолёта нового поколения для завоевания господства в воздухе (NGAD) начал лётные испытания. Производитель самолёта и его обозначение остаются неизвестными [192, 193].

В интервью Defense News д-р Ропер также сообщил, что ВВС США готовятся радикально изменить свою стратегию заказов на многоцелевые самолёты следующего поколения в соответствии с новым планом, который может потребовать от отрасли спроектировать, разработать и изготовить новый самолёт в течение 5 лет или меньше.

В новом офисе, отвечающем за проект NGAD, различные производители в короткие сроки будут разрабатывать небольшие партии боевых самолётов, аналогично постройке боевых самолётов в 1950-х годах (так называемая Century Series). Это означает, что вместо нынешнего подхода к совершенствованию технологий с течением времени для создания лучших летательных аппаратов (как в случае с F-35), ВВС США хотели бы приобрести новые самолёты с доступными в настоящее время технологиями в течение нескольких лет. В результате у военных будет небольшое количество новых самолётов, и тогда конкуренция между производителями возобновится, представив новые конструкции с более новыми технологиями.

"NGAD прямо сейчас занимается проектированием, сборкой, тестированием и в цифровом мире изучением вещей, которые стоили бы нам времени и денег, ожидая результатов в физическом мире", - сказал Ропер. "Парадигма изменилась, и теперь физические летательные аппараты будут проверять и помогать совершенствовать высокодетализированные цифровые самолёты. Мы просто построили электронный самолёт и много раз летали на нём в виртуальном мире. Но мы построили полномасштабный демонстратор полётов и летали на нём в реальном мире" [193].

"Каждая новая программа будет начинаться как электронная система, потому что вы не только снижаете риск, но и собираетесь предоставить нам преимущества на протяжении всего жизненного цикла, прежде чем мы когда-либо заплатим этот налог физического мира, что является большим шагом вперед" [193].

Предполагается, что в результате такого подхода появится семейство боевых самолётов, способных выполнять сетевые операции и определенные задачи, например, сражаться с противником с помощью боевых лазеров, вести наблюдение и разведку с использованием самых современных устройств и искусственного интеллекта или нести управляемое оружие.

"Революция цифрового дизайна также открывает возможность полностью обновленной стратегии приобретения. Вместо того,

чтобы покупать полный парк самолётов той же конструкции, а затем эксплуатировать их в течение 30 или более лет, ВВС США предлагают вводить новую конструкцию каждые несколько лет и выводить из эксплуатации "старые" планеры после примерно 15-16 лет службы" [202]. Сторонники этой стратегии называют несколько преимуществ, в том числе значительное сокращение операционных и эксплуатационных расходов, которые якобы компенсируют возросшие закупочные расходы. По словам У. Ропера, планирование сокращённого срока службы может снизить обычные расходы на содержание примерно на 50 %, устранить необходимость в программе продления срока службы (SLEP) и сократить потребность в краткосрочной модернизации и апгрейда технологий. Постоянный цикл разработки также гарантирует, что часть авиапарка всегда будет на переднем крае технологий [202, 203].

Спустя 15-17 лет службы начинается ускоренный рост расходов на эксплуатацию самолёта, обусловленный ускорением морального и физического устаревания. Аналитики выяснили, что истребитель, спроектированный по методам NGAD, тоже может служить в течение требуемых 30 лет, однако есть альтернатива. Разработка и постановка на вооружение новых машин каждые 8-10 лет при сокращении сроков службы до 15-16 лет позволит при тех же расходах получать более широкие возможности.

Внедрение идеи "цифровой век" (Digital Century Series - DCS) в сочетании с новыми методами разработки не приведет к серьезному падению расходов на проектирование, производство и эксплуатацию, но даст другие преимущества. Появится возможность быстрее обновлять и осовременивать парк ВВС, учитывая меняющиеся требования. Кроме того, к работам придется привлекать новые компании, что изменит текущую ситуацию в отрасли и сократит риски монополизации. Наконец, удастся избавиться от характерных проблем поддержания готовности устаревающей техники [203].

Сейчас основные заказы на строительство самолётов для ВВС распределяются между несколькими крупными компаниями, способными решать сложные задачи по разработке современной техники. При этом процесс проектирования, испытаний, доводки и ввода в эксплуатацию затягивается едва ли не на десятилетия, а также требует больших финансовых трат.

Ожидается, что новые технологии проектирования упростят разработку, и это может заинтересовать новых участников рынка. В будущих программах ВВС могут принять участие организации, ранее не считавшие себя способными работать в этой области. Соответственно, появится конкуренция со всеми её преимуществами.

Максимальное применение современных технологий упростит конкурсную разработку проектов. ВВС смогут продлить процесс параллельной разработки без необходимости строительства реальной техники, снижая финансовые и технические риски. К стадии испытаний будут подходить более совершенные проекты, не нуждающиеся в длительном поиске недочётов [203].

Таким образом, ВВС США вместо того, чтобы пытаться уточнить требования, чтобы справиться с неизвестной угрозой, которая появится через 25 лет, будут быстро вводить в эксплуатацию самолёты с новыми технологиями. Такая тактика будет держать противников, особенно КНР и отчасти Российскую Федерацию, в напряжении [193].

"Представьте себе, что каждые четыре или пять лет появляются загадочные F-200, F-201, F-202, о которых известно только то, что это настоящий летающий самолёт. Теперь противник должен задаться вопросом: что может сделать новый самолет в бою? Что было улучшено? Насколько он уверен, что у него лучший самолёт?", - отмечает доктор Ропер [192].

По мнению Ропера, такой подход к построению NGAD станет возможным благодаря следующим технологиям: быстрая разработка программного обеспечения (программисты быстро создают, тестируют и публикуют код, запрашивая отзывы пользователей), открытая архитектура (по словам Ропера, это часто "plug-and-play" ("подключи и играй"), а в идеале это будет у NGAD пол-

ностью открытая архитектура со съёмными устройствами и возможностью разработки программного обеспечения третьей стороной [192].

Программа NGAD использует передовые методы цифрового проектирования и инженерии для сравнения и тестирования полных концепций самолётов в сложных симуляциях, заменяя и адаптируя отдельные компоненты самолёта до тех пор, пока не будут определены оптимальные конфигурации. Только после этого производятся физические детали для испытаний в реальных условиях (оптимальные методы конструирования и сборки деталей самолёта также разрабатываются путём моделирования, сокращая время, необходимое для физического строительства). Пентагон называет эту стратегию развития подходом серии "Е". Он предназначен для экономии времени и денег, избегая бессмысленных физических прототипов и экспериментов. Такой подход позволил офису NGAD построить и испытать полноразмерный демонстрационный самолёт уже через два года после начала финансирования программы [202].

"Новый офис NGAD будет определять только окончательную стратегию приобретения новых самолётов. Заказы на их проектирование должны быть предоставлены как минимум двум производителям - это могут быть гиганты отрасли (Boeing, Lockheed Martin или Northrop Grumman), а также новые компании с уникальными, прорывными технологиями. Проектирование, разработка и тестирование новой конструкции будут осуществляться только с использованием виртуальных моделей, которые затем будут использоваться для моделирования процесса производства, эксплуатации и технического обслуживания, а также для расчёта затрат на проект" [192].

Новый двигатель для NGAD будет создан в рамках менее известной программы Next Generation Adaptive Propulsion, которая всё ещё находится на предварительной стадии проработок, заявил на конференции Life Cycle Industry Days руководитель управления силовых установок Центра управления жизненным циклом ВВС США (Air Force Life Cycle Management Center) Джон Снеден (John Sneden) [183].

"Что касается NGAD, мы рассматриваем, какие мы можем иметь варианты для следующего поколения истребителя завоевания господства в воздухе?" - сказал Снеден. - "Это то, что является задачей программы Next Generation Adaptive Propulsion, - актуальный взгляд на то, как мы можем обеспечить двигательный потенциал следующего поколения".

Два производителя двигателей, участвующие в программе AETP, - General Electric Aviation и Pratt-Whitney, также принимают участие и в программе NGAP. По словам Снедена, с представлением предварительных проектов ВВС США будут готовы провести переговоры с ними в конце 2024 г.

"Их подход к AETP немного отличается, с разными техническими решениями, одно для GE, другое для Pratt-Whitney", - сказал Снеден. - "Мы видим то же самое для NGAP".

"Существует два уникальных технологических подхода, и это важно", - добавил представитель управления силовых установок Мэтью Мейнингер (Matthew Meininger), отвечающий за NGAP. - "Мы ожидаем, что это будет трудным решением. Ресурсы будут ограничены в 2024 финансовом году. Так что на данный момент, исходя из имеющихся ресурсов, мы должны принять трудное решение, чтобы двигаться вперед".

Программа NGAP существует уже несколько лет, но её финансирование не было отделено от программы AETP в бюджетных документах до 2021 финансового года, что делает её в основном секретной. Снеден подчеркнул, что двигатели, которые будут созданы в рамках NGAP, не будут такими же, как в рамках AETP, несмотря на связь между этими двумя программами. "Эта программа использует технологию, которую мы использовали в AETP, но это совершенно новая система, выходящая за рамки того, что вы видите в AETP. Поэтому она отличается по конструкции", - сказал он.

GE настаивает на установке двигателя XA100 на F-35A и F-35C, в то время как Pratt-Whitney, производящая нынешний дви-

гатель F135 для F-35, утверждает, что вооруженные силы США должны вместо этого выбрать меньшую "блочную модернизацию" двигателя F135, которую она называет F135 Enhanced Engine Package.

Часть аргументации Pratt-Whitney заключалась в том, что двигатели АЕТР не были предназначены для установки на самолёт F-35В с укороченным взлётом и вертикальной посадкой, и Объединенное управление программой F-35 заявляло, что любой участник программы, который захочет сделать свои собственные модификации, должен будет нести соответствующие расходы в одиночку.

Тем не менее, Снеден утверждал, что стоимость установки двигателя АЕТР на F-35 будет оправдана повышением характеристик. *"Вы можете оптимизировать решение для повышения характеристик, а можете оптимизировать для сохранения унификации для всех трёх вариантов F-35"*, - сказал Снеден. *"Мы считаем, что боевой истребитель заслуживает уровня характеристик, которые может обеспечить АЕТР"*.

По словам Снедена, это повышение характеристик будет выражаться в повышении топливной эффективности на 25 %, увеличении тяги на 10 % и улучшении управления температурой на 100 %. Официальные лица GE приводили те же цифры в аргументах в пользу XA100, но Снеден пояснил, что эти цифры также могут быть достигнуты у XA101 Pratt-Whitney.

"Если министерство обороны США решит начать установку двигателей АЕТР на F-35, Центр управления жизненным циклом ВВС США будет готов перевести программу на этап ОКР к 2024 году, которая "вероятно, займет пять-шесть лет" и будет включать лётные испытания. В целом двигатель может начать устанавливаться на F-35 к концу десятилетия" - сказал Снеден.

Однако, если руководители Пентагона решат сохранить двигатель F135, то будущее двигателей АЕТР будет в лучшем случае неопределённым. Программа АЕТР была *"построена вокруг требований к F-35"*, - сказал Снеден. *"Так что это не то, что мы как будто принесли и сказали: "О, вы знаете, мы потенциально могли бы использовать это для F-35". На самом деле он был разработан специально для F-35"*.

Это контрастирует с предыдущими заявлениями ВВС США о том, что двигатели АЕТР будут использоваться на перспективном истребителе NGAD. Теперь, по словам Снедена, передовая промышленная база двигателестроения США сталкивается с поворотным моментом: если программа АЕТР не приведет к запуску разработанного по ней двигателя в серийное производство, и только один двигатель будет выбран для программы NGAP в 2024 г., то конкуренция иссякнет, утверждает он.

"Если мы останемся с одним поставщиком и не будем продвигаться вперед с АЕТР, то этот один поставщик может фактически привести нас к тому, что у нас будет по существу сокращенная промышленная база для перспективных двигателей", - сказал Снеден [183].

ВВС США заинтересованы в переоборудовании F-35А адаптивным двигателем, чтобы увеличить дальность полёта самолёта более 2220 км, которая считается слишком короткой для атаки целей в Китае.

Двигатель F135 для F-35 страдает от ряда проблем, включая проблемы с компонентами, нехватку запчастей и неудовлетворительные потребности в ремонте, вызванные нехваткой складских мощностей. В результате 46 истребителей F-35А ВВС США были сняты с эксплуатации, заявил заместитель начальника штаба по стратегии, интеграции и требованиям генерал-лейтенант Клинтон Хиноте (Clinton Hinote) 20 сентября 2021 г. во время конференции Ассоциации ВВС по воздуху, космосу и киберпространству в Нэшнл-Харбор (National Harbor), штат Мэриленд [187].

В целях повышения качества и снижения затрат председатель Комитета Палаты представителей США по вооруженным силам Адам Смит (Adam Smit) выступил за использование АЕТР в качестве основы для конкурса по замене двигателей для F-35.

Однако генерал Арнольд Банч (Arnold Bunch), командующий материально-техническим обеспечением ВВС США, заявил, что он не готов взять на себя обязательство заменить F135 адаптивным двигателем. По его словам, имеет смысл внедрять технологические усовершенствования, разработанные АЕТР, по частям [187].

(Продолжение следует.)

Список использованных источников информации

160. Rolls-Royce delivers ADVENT technology milestone / Rolls-Royce, June 24, 2009. <https://www.rolls-royce.com/media/press-releases-archive/yr-2009/240609-advent-milestone.aspx>.
161. Guy Norris. GE details Sixth-Generation Adaptive Fighter Engine Plan / Aviation week and Space Technology, February 2-15, 2015.
162. GE Adaptive Cycle Engine / Aviation week and Space Technology, Jan 16, 2015.
163. The ADVENT of a better Jet engine / Defense Industry Daily, Defense program acquisition news, budget data, market briefing, June 25, 2015.
164. Kurzke Joachim. The Mission Defines the Cycle: Turbojet, Turbofan and Variable Cycle Engines for High Speed Propulsion.
165. Солонин В.И., Палкин В.А. Программы США по разработке принципиально новых технологий для двигателей шестого поколения военной авиации (обзор) / Авиационные двигатели, № 4 (5), 2019. С. 63 - 74.
166. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателе-строительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под общ. ред. В.А. Скибина и В.И. Солониной. - М.: ЦИАМ, 2010. - 676 с.
167. A Review of United States Air Force and Department of Defense Aerospace Propulsion Needs. National Research Council. - Washington, DC: The National Academies Press, 2006. - 288 p.
168. Guy Norris. Going With The Flow: The U.S. Air Force's New Adaptive Powerplants. <https://aviationweek.com/defense-space/going-flow-us-air-forces-new-adaptive-powerplants>.
169. Новинка - адаптивный двигатель. <https://ilsvik.ru/?p=13691>.
170. Energy, Installations, and Environmen. <https://www.safie.hq.af.mil/OpEnergy/Future-Initiatives/>.
171. Адаптивные двигатели помогут охладить боевые лазеры. <https://nplus1.ru/news/2015/12/14/lasers>.
174. Improving the Efficiency of Engines for Large Nonfighter Aircraft. National Research Council of the National Academies. The National Academies Press. Washington, DC. 2007. 193 p.
180. Бензекейн М.Дж. Стратегия развития силовых установок в 21-м веке - взгляд в будущее. <http://lib.rushkolnik.ru/text/36792/index-1.html>.
182. Выданы контракты на разработку двигателей для перспективного американского истребителя NGAD. <https://bmpd.livejournal.com/4576157.html>.
183. Новая программа создания двигателей для перспективного американского истребителя NGAD. <https://bmpd.livejournal.com/4570436.html>.
186. Guy Norris. Расширяются исследования двигателей для истребителей шестого поколения XA100 и XA101. Неделя авиации и космических технологий. 9 мая 2017. <https://www.secretprojects.co.uk/threads/ge-xa100-and-p-w-xa101-aetp-engines.28976/>.
187. Garrett Reim. ВВС США готовятся к испытаниям адаптивных двигателей GE Aviation и Pratt&Whitney. 24 сентября 2021. <https://www.flightglobal.com/fixd-wing/usaf-prepares-to-test-adaptive-engines-from-ge-pandw/145613.article>.
188. Tests of GE XA100 Adaptive Combat Engine Exceed Performance Targets. 13.05.2021. <https://aviationweek.com/defense-space/aircraft-propulsion/tests-ge-xa100-adaptive-combat-engine-exceed-performance-targets>.
189. Новый концепт истребителя для ВВС США: NGAD. 03.05.2021. <https://weapon.temadnya.com/2206679636714981566/novyj-kontsept-istrebitelya-dlyava-vs-ssha-ngad/>
190. GE завершила испытания двигателя на замену F-35. 27.05.2021. <https://on-v.com.ua/predpriyatiya/ge-zavershila-ispytaniya-dvigatelya-na-zamenu-f-35/>.
191. GE successfully concludes phase 1 testing on second XA100 adaptive cycle engine. 15.12.2021. <https://www.secretprojects.co.uk/threads/ge-xa100-and-p-w-xa101-aetp-engines.28976/>.
192. В США начаты лётные испытания прототипа истребителя нового поколения NGAD. 16.09.2020. <https://aircargonews.ru/2020/09/16/v-ssha-nachaty-letnye-ispytaniya-prototipa-istrebitelja-novogo-pokolenija-ngad.html>.
193. John A. Tirpak. Roper Reveals NGAD Has Flown, But Doesn't Share Details. <https://www.airforcemag.com/roper-reveals-ngad-has-flown-but-doesnt-share-details/>.
202. Программа ВВС США по доминированию в воздухе нового поколения. <https://invoen.ru/analitika/programma-ngad-istrebitelja-6-pokolenija-vvs-ssha/#:~:text=%5BNGAD%5D%20-%20это%20передовая%20авиастроительная,будут%20интегрированы%20в%20систему%20NGAD>
203. Новые технологии и первый полёт: успехи программы NGAD. <https://topwar.ru/175158-novye-tehnologii-i-pervyj-polet-uspehi-programmy-ngad.html>

Связь с автором: zrel0v07@mail.ru

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ДВУХКОНТУРНЫХ ДВС (ДДВС)

Андрей Олегович Миллер, ведущий специалист

Государственного университета аэрокосмического приборостроения, Санкт-Петербург

При сообщении каналом неразделенных камер сгорания двух цилиндров обеспечивается разделение заряда, но все преимущества неразделенной камеры сгорания сохраняются, так как дополнительная поверхность теплообмена обусловлена лишь поверхностью канала, которая очень мала. К разделению заряда, которое достигается без применения прямого впрыскивания топлива в цилиндр, прибавляется преимущество факельного зажигания, но при этом отсутствуют как разделенная камера сгорания, так и отдельная форкамера, а, следовательно, и их недостатки. Получить такие преимущества при организации рабочего процесса в одном цилиндре невозможно. When the channel communicates the undivided combustion chambers of two cylinders, charge separation is ensured, but all the advantages of the undivided combustion chamber are preserved, since the additional heat exchange surface is due only to the channel surface, which is very small. To the separation of the charge, which is achieved without the use of direct injection of fuel into the cylinder, the advantage of flare ignition is added, but at the same time there is neither a separated combustion chamber nor a separate pre-chamber, and, consequently, their disadvantages. It is impossible to get such advantages when organizing a workflow in one cylinder.

Ключевые слова: двухконтурный рабочий процесс, послойное смесеобразование, качественное регулирование мощности, малотоксичный процесс сгорания, многотопливный поршневой двигатель.

Keywords: two-circuit workflow, layer-by-layer mixing, high-quality power control, low-toxic combustion process, multi-fuel piston engine.

Эффективные показатели двигателя определяются особенностями процессов смесеобразования и сгорания каждого типа ДВС. К основным преимуществам ДВС с искровым зажиганием относятся: быстроходность, высокая литровая мощность и малый удельный вес, так как двигатели этого типа позволяют полностью использовать поступающий в них воздух для сгорания топлива в связи с возможностью работы при коэффициентах избытка воздуха $\alpha = 1$.

Недостатками двигателей с искровым зажиганием являются:

1. Возникновение детонации при росте степени сжатия, повышение которой до рациональных пределов увеличивает литровую мощность и улучшает экономичность.

2. Невозможность качественного регулирования мощности, использование которого повышает термический КПД циклов на частичных режимах из-за улучшения качества рабочего тела, устраняет увеличение насосных потерь и обогащение заряда на частичных нагрузках, обеспечивает хорошую очистку цилиндра и высокую скорость сгорания.

Первый недостаток исторически устраняется созданием высокооктановых топлив. Для устранения второго недостатка были предложены: послойное смесеобразование, форкамерно-факельный способ зажигания и непосредственный впрыск топлива.

В результате научных исследований послойного смесеобразования были сформулированы основные требования к оптимальному расслоению топливо-воздушной смеси (ТВС) в камере сгорания [1]:

1. Регулирование мощности двигателя должно осуществляться изменением объемов обогащенного и обедненного слоев.

2. Изменение состава смеси должно идти с постепенным обеднением по пути пламени - "направленное расслоение".

3. Количество топлива, сгорающего в пристеночной зоне должно быть минимальным.

4. Расслоение заряда не должно сопровождаться ухудшением качества смесеобразования.

5. При работе двигателя на обогащенных смесях расслоение смеси нецелесообразно.

6. Все требования должны удовлетворяться на протяжении всего процесса сгорания.

В конце 1930-х годов, в Институте химической физики (ИХФ, АН СССР) было разработано форкамерно-факельное зажигание (ФФЗ) которое обеспечивает расширение пределов качественно регулирования благодаря воспламенению бедных смесей факелом пламени из форкамеры двигателя, которая сообщается с основной камерой сгорания одним или несколькими каналами [2].

Факел пламени, выбрасываемый из форкамеры, является турбулентным очагом, как зажигания, так и горения, позволяющим осуществиться более быстрое (по сравнению с искровым зажиганием в 2,0...2,4 раза) сгорание обедненных смесей до $\alpha = 1,5...1,6$ [3].

Исследованию ФФЗ было посвящено большое количество теоретических и экспериментальных работ на двигателях различного типа. Достигнутая экономичность на частичных нагрузках была получена путём значительного усложнения конструкции двигателя (разделенная камера сгорания, сложная топливная аппаратура) и в силу присущих им недостатков двигателя с ФФЗ почти не нашли применения в практике. Вместе с тем, следует отметить важнейшее положительное качество факельного зажигания - при малом объёме форкамеры (всего 2...3 % от объёма камеры сжатия) обеспечивается надежное и быстрое сгорание бедных смесей.

Однако, в двигателях с неразделенной камерой сгорания, искровым зажиганием и впрыском топлива через форсунку во впускном трубопроводе (PFI) качественное регулирование мощности отсутствует.

Проблема организации качественного регулирования в неразделенной камере сгорания решается с помощью прямого впрыска топлива в цилиндр (GDI) и созданием обогащенной зоны ТВС вблизи свечи зажигания, то есть послойного смесеобразования. Такие двигатели выпускаются серийно, и их доля растёт. Достигнутая в них экономичность на частичных нагрузках получена существенным усложнением конструкции двигателя - в двигателе применяются как топливная аппаратура с дизельными характеристиками, так и электроискровая система зажигания, становится обязательным использование рециркуляции отработавших газов (ОГ) и каталитического нейтрализатора-накопителя.

Работа форсунок и заслонок, управляемых электроникой, обеспечивает четыре типа распределения ТВС: послойное, полупослойное, бедное и стехиометрическое. В среднем по объёму цилиндра получается сверхбедная смесь, а послойное смесеобразование обеспечивает устойчивое сгорание и высокую экономичность. Применение GDI так же позволяет повысить степень сжатия. В результате двигатели GDI достигают более высокой экономичности по сравнению с двигателями с PFI, что сокращает выбросы CO_2 до 14 % [4].

Но кроме выбросов CO_2 имеются и другие показатели токсичности ОГ. Подобно дизельным двигателям, прямой впрыск топлива в двигателях GDI создает богатые топливом карманы вблизи зоны впрыска, а особые условия сгорания в этих карманах способствуют образованию (в больших количествах, чем в двигателях с PFI) углеродистых твердых частиц и особенно черного углерода (СН), нега-

тивное воздействие которого на окружающую среду значительно выше преимущества, полученного от снижения выбросов CO_2 . Что и было подтверждено лабораторными исследованиями [4].

Двигатели с самовоспламенением топлива от сжатия (дизели) позволяют осуществить качественное регулирование, что вместе с высокой степенью сжатия обеспечивает их высокую экономичность. Недостатками их являются: пониженная литровая мощность из-за невозможности использования всего воздуха поступающего в цилиндр для сгорания топлива, повышенная жесткость работы и дымный выхлоп при работе на высоких показателях среднего эффективного давления P_e и повышенных скоростных режимах.

Поисковые работы в области дизелей привели к разделённым камерам сгорания, управляемому впрыску топлива (например - "common rail"), пленочному (M-процесс) и объёмно-плёночному смесеобразованию.

В разделённых камерах сгорания для улучшения процессов смесеобразования и сгорания используется газодинамическое движение заряда из одной части камеры сгорания в другую.

Недостатками разделённых камер сгорания являются: увеличение тепловых потерь вследствие развития поверхности камеры сгорания и появление потерь энергии на перетекание заряда из одной части камеры в другую в процессах сжатия, сгорания и расширения. С этим связаны трудность запуска и повышенный удельный расход топлива. Не используется полностью и воздушный заряд - вихрекамерные дизели работают на режиме максимальной мощности с $\alpha \approx 1,2$.

Лучшие результаты по экономичности получены на двигателях с неразделёнными камерами, но и они не обеспечивают достаточно полного сгорания при коэффициентах избытка воздуха $\alpha \leq 1,4 \dots 1,5$ и отличаются высокой жесткостью рабочего процесса (РП). Неиспользование воздуха здесь становится еще большим, а литровая мощность ещё меньше, чем у вихрекамерных двигателей.

Повышение литровой мощности наддувом никак не снимает проблемы форсирования РП по α . Кроме того наддув, как правило, приводит к увеличению продолжительности сгорания из-за увеличенной цикловой подачи топлива, неизбежной при использовании наддува.

Для снижения жесткости работы двигателя с неразделённой камерой используют ступенчатый управляемый впрыск топлива с первоначальной подачей небольшой порции топлива, а затем уже основной его массы. При воспламенении первой порции топлива даже с большой задержкой воспламенения повышение давления оказывается незначительным, а основная порция топлива горит по мере его поступления в цилиндр, и его сгорание ни в коей мере не облегчается.

В классическом цикле Дизеля топливо впрыскивается и распыляется посредством сжатого воздуха, который сжимается специальным компрессором. Однако такой компрессор отнимал около 7 % индикаторной мощности дизеля, увеличивал массу и габариты двигателя, и от него отказались. Сейчас применяется гидравлический впрыск топлива, который отнимает примерно 1,5 % мощности двигателя, но при этом ухудшилось качество смесеобразования.

Несмотря на широко рекламируемые семи- и девятиточечные впрыски за один цикл топливной аппаратуры типа "common rail", на практике используется в основном трех- и четырехточечный впрыск, что объясняется гидравлической инерцией механизма распыливания топлива. При оборотах выше средних, форсунка не успевает отработать большое количество впрысков, и они сливаются в один большой общий впрыск. Проблемы предлагают решать увеличением количества распылителей (2 или 3 форсунки на цилиндр), повышением давления впрыска и др.

Управляемость впрыска определяется наличием системы управления (СУ) с обратной связью, которая должна обеспечивать контроль текущих параметров РП и определять параметры каждого цикла впрыска. Однако в условиях, когда более 50 % топлива от всего количества за цикл поступает в цилиндр дизеля в период задержки воспламенения (фазы управляемого горения), для разработки программ блока СУ впрыска приходится применять не только

моделирование, но и прогнозирование параметров текущего рабочего процесса.

Моделирование РП затруднено, так как фазовые переходы впрыснутого топлива с одновременным протеканием химической реакции горения математически описаны лишь приблизительно. Современные вычислительные модели дают значения, отличающиеся от результатов экспериментов в два (!) раза [5]. Есть проблемы и с точностью прогнозирования необходимых параметров впрыска.

Для улучшения смесеобразования и полноты сгорания в неразделённых камерах сгорания используют вихревое движение воздуха, создаваемое на такте впуска посредством винтовых каналов клапанов, тангенциального подвода воздуха в головке или соответствующего направления продувочных окон (в двухтактных двигателях).

Однако к моменту развитого горения вихревое движение заряда, полученное в процессе впуска, сохранить не удастся, так как от начальной кинетической энергии вихреобразования сохраняется лишь около 4 % [6].

На современных ДВС все чаще встречаются впускные клапаны, к каждому из которых ведут два канала разной формы и длины. На низких и средних оборотах воздух поступает через винтовой канал, а при увеличении оборотов заслонка открывает прямой канал, снижая насосные потери, но при этом завихрение заряда утрачивается. Таким образом, современное конструктивное решение состоит из создания завихрения заряда на впуске, а в период развитого сгорания завихрение создается путем применения вытеснителей на поршне или головке цилиндров.

Однако, как и в разделённых камерах сгорания, эффект, получаемый от завихрения на впуске и при применении вытеснителей, в значительной степени снижается из-за недостатков таких камер - большие тепловые потери и потери на перетекание газов.

Между тем высокая интенсивность турбулизации особенно необходима в ДВС, работающих на топливах с низкими или с не стабильными антидетонационными свойствами, например, на попутном нефтяном газе (ПНГ).

В результате выполнения программы ARES (США) компания Caterpillar на двигателях, предназначенных для утилизации ПНГ серии G3500, внедрила некоторые технологии ARES, в частности горение обеднённой смеси с рециркуляцией отходящих газов и внешним трехкомпонентным катализатором. При этом особое внимание уделяется усилению турбулентности газозвушной смеси на входе в камеру сгорания при использовании для этого высокоэффективного турбоагнетателя HEAT [7].

Анализ РП современных ДВС дает возможность сделать следующие выводы:

1. Качественное регулирование обеспечивается только на основе разделения рабочего заряда по составу.
 2. Резервы качественного регулирования по улучшению экономичности на частичных нагрузках весьма велики (до 50 % на режимах, близких к холостому ходу). Чисто качественное регулирование имеет недостатком значительное уменьшение механического КПД при увеличении коэффициента избытка воздуха выше значений $\alpha = 2,5 \dots 3$. Целесообразно осуществлять качественное регулирование до указанных значений α , переходя дальше к количественному регулированию [8].
 3. При достижении экономичности на частичных нагрузках большинство способов качественного регулирования мощности не обеспечивает сохранения высоких удельных эффективных показателей на режиме максимальной мощности из-за нерациональности разделения заряда по составу в цилиндре. Рациональное разделение заряда по составу в цилиндре на режиме максимальной мощности обеспечивает внешнее смесеобразование (карбюрирование или впрыск PFI), а на частичных нагрузках - внутреннее послыжное смесеобразование.
- Промежуточное место между рассмотренными способами занимают комбинированные схемы, в которых часть топлива впрыскивается форсункой, а часть подается в виде карбюрируемой смеси. Данные схемы отличаются большой конструктивной сложностью

из-за наличия двух типов топливной аппаратуры. Однако даже в такой конфигурации особенности струйного смесеобразования GDI могут не обеспечивать выполнения всех требований к послойному смесеобразованию и в целом к РП [1, 4].

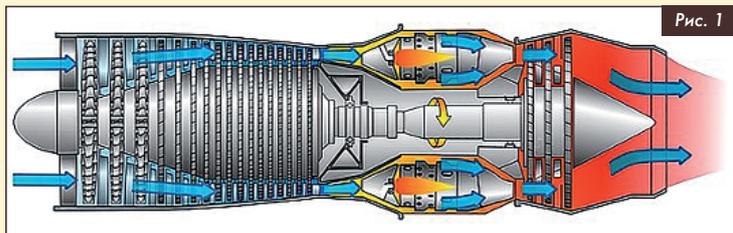
4. Камера сгорания экономичного ДВС должна быть не разделённой.

5. Создание управляемой турбулентности (завихрения заряда) в период развитого горения является предпосылкой решения основных проблем дизеля, связанных с улучшением использования воздушного заряда и улучшением экономичности на всех режимах работы.

В ДВС с принудительным зажиганием завихрение заряда в период развитого сгорания ускоряет выделение тепла в этой фазе и увеличивает термический КПД рабочего цикла. Благодаря интенсивной турбулизации заряда сокращается период видимого сгорания топлива, что препятствует возникновению детонации при сгорании топлива с низкими антидетонационными свойствами и снижает токсичность ОГ.

6. Все двигатели, использующие качественное регулирование, имеют пониженную токсичность ОГ, но без применения рециркуляции ОГ и каталитического нейтрализатора-накопителя выполнить современные нормы по токсичности ОГ не могут. Применение систем впрыска "common rail" в дизельных двигателях и GDI в двигателях с принудительным зажиганием не могут обеспечить заявленных показателей токсичности ОГ на всех возможных режимах работы двигателя. Снижение токсичности ОГ современных ДВС, как правило, осуществляется в ущерб их динамическим качествам и топливной экономичности.

Примером рациональной организации процесса сгорания сверхбедных смесей с $\alpha = 3,5...8$, может служить процесс в камере сгорания газотурбинных двигателей (рис. 1), которая конструктивно разделена на две зоны: зону горения и зону смешения [9].



В зону горения, куда впрыскивается топливо, подается первичный воздух, составляющий примерно 25 % от общего количества. При этом в зоне горения состав смеси с $\alpha = 1,2...1,5$, что обеспечивает высокие температуры (около 2500 К) и скорости сгорания. Затем в зоне смешения к продуктам сгорания подмешивается вторичный воздух, который обеспечивает температуру смеси, при которой могут работать лопатки турбины.

В поршневых ДВС не требуется обязательного смешения продуктов сгорания с избыточным воздухом, так как максимальные температуры действуют периодически и не оказывают вредного воздействия на поверхности камеры сгорания.

Однако при качественном регулировании мощности в ДВС при обеднении смеси для снижения мощности так же появляется избыточный воздух. Для получения максимальной величины термического КПД необходимо, чтобы смесь этого воздуха с продуктами сгорания происходила после полного сгорания заряда, перед процессом расширения, что обеспечить в традиционных ДВС практически невозможно.

Такие возможности появляются при совместной работе двух соединенных каналов цилиндров, в каждый из которых может подаваться смесь различного состава, включая чистый воздух. Двухконтурная организация РП была впервые осуществлена в двигателе В.М. Кушуля [10]. Схема двигателя представлена на рис. 2.

Цилиндр I заполняется смесью, состав которой в зависимости от нагрузки изменяется в пределах $\alpha = 0,5...1,2$. Цилиндр II заполняется чистым воздухом и камеры сгорания не имеет, так как поршень подходит вплотную к днищу головки, вытесняя воздух в цилиндр I.

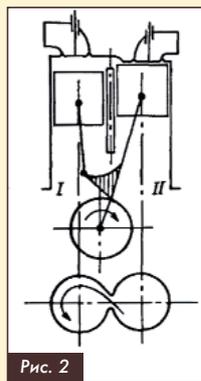


Рис. 2

Поршни в цилиндрах движутся с фазовым сдвигом по углу поворота коленчатого вала (КВ), причем поршень цилиндра I движется с опережением. Это обеспечивает общую степень сжатия $\epsilon \approx 11$. После воспламенения смеси искрой от свечи, установленной в цилиндре I, начинается ее сгорание и одновременно продолжается сжатие воздуха в цилиндре II. Затем в процессе сгорания в цилиндре I в него вытесняется воздух из цилиндра II.

Поступающий воздух вызывает сильную турбулизацию (рис. 3) горячей смеси на стадии развитого сгорания, а после окончания сгорания его избыток (на всех режимах кроме максимальной мощности, когда избытка воздуха нет) смешивается с продуктами сгорания перед расширением заряда.

Так как опытный автомобильный двигатель Кушуля (рис. 4) на наиболее часто используемых эксплуатационных режимах работал на бедных смесях с $\alpha = 1,5...2,0$, то было достигнуто существенное улучшение экономичности на частичных нагрузках, что сопровождалось отсутствием детонации при работе на низкооктановых сортах бензина при степени сжатия $\epsilon \approx 11$.

Детонация в двухконтурном РП возникнуть не может, так как начало сгорания происходит при невысокой степени сжатия и недостатке кислорода, а последующее сгорание - при отсутствии в камере сгорания свободного кислорода, то есть в условиях, исключающих возможность детонационного сгорания.

Создание вихревого движения заряда в двух совместно работающих цилиндрах существенно снизило токсичность ОГ, так как интенсивная турбулизация заряда в процессе развитого сгорания приводит к устранению местных зон с повышенной температурой - источников образования NO_x и CO.

Благодаря этому дизельный двигатель Кушуля (ДК-9) показал на испытаниях выдающиеся результаты по снижению токсичности ОГ при хорошей экономичности [11, 12, 13].

Недостатком двигателя Кушуля, как в дизельном, так и в бензиновом вариантах является неполное вытеснение воздуха из цилиндра II (то есть не полное его использование для сгорания топлива) из-за наличия зазора между поршнем и головкой, а также выточек под клапаны. Это приводит к снижению удельных мощностных показателей. Данный недостаток не был устранен ни в одном из проектов двигателей В.М. Кушуля и его последователей или конкурентов - в двигателе Скудери, в двигателе разработки Московского авиационного института (А.С. №1494625, 1986 г.) и др.

Задача полного использования воздуха была решена А.И. Костином, исследовавший новый РП, особенности которого состоят в следующем:

1. Качественное регулирование можно осуществить при разделении заряда по составу в двух отдельных цилиндрах, соединенных каналом при его последовательном воспламенении и сгорании в обоих цилиндрах. Это позволяет использовать весь воздух, поступающий в двигатель для сгорания заряда.

Отличие от ФФЗ заключается в том, что здесь отсутствует отдельная форкамера и, следовательно, трудности, связанные с созданием требуемого состава смеси в форкамере малого объема при перетекании заряда из форкамеры в цилиндр в процессе впуска и из цилиндра в форкамеру в процессе сжатия [14].

2. Потери энергии на перетекание в процессе сжатия, присущие разделенным камерам сгорания, устраняются синхронным

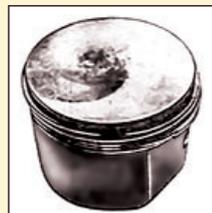


Рис. 3 Отпечаток вихря на поршне при выгорании декстрина

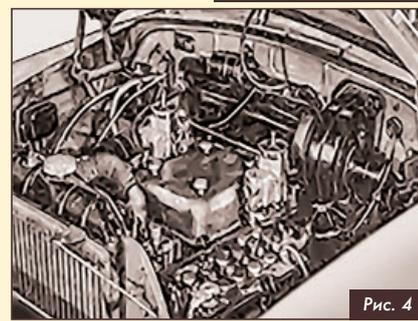


Рис. 4

движением поршней и равными степенями сжатия в цилиндрах (как на рис. 5). Отсутствие организованного вихреобразования к моменту впрыска топлива может уменьшать период задержки воспламенения в дизеле, а в двигателе с принудительным зажиганием повышает надежность зажигания.

3. При необходимости создания организованного вихреобразования в процессе сжатия, возможно использование не равных степеней сжатия в двух цилиндрах (как на рис. 6).

4. Потери энергии на перетекание (завихрение) при сгорании заряда составляют по расчетам 22 % от аналогичных потерь на перетекание заряда вихрекамерного двигателя.

5. Тепловая напряженность стенок канала и КС в новом РП существенно ниже, чем в вихрекамерном двигателе. Это связано с тем, что в первом случае коэффициент избытка воздуха $\alpha = 1,3...1,4$, в то время как в вихревой камере и канале на режимах близких к номинальной мощности $\alpha = 0,65...1,0$.

Интенсивность теплового воздействия на стенки канала кроме температуры связана ещё с долей перетекающего заряда. В новом РП доля перетекающего заряда больше, чем в двигателе с ФФЗ, но составляет около 18 % от доли перетекающего заряда в вихрекамерном двигателе [14].

ДДВС с принудительным зажиганием

При синхронном движении поршней в обоих цилиндрах в процессе сжатия часть заряда цилиндра II (см. рис. 6) перетекает через канал в цилиндр I из-за разности объемов камер сжатия.

Заряд цилиндра I после воспламенения от свечи интенсивно турбулизируется перетекающим зарядом, что обеспечивает быстрое и полное его сгорание.

С развитием сгорания пламя в виде факела горячей богатой смеси выбрасывается через канал в камеру сгорания цилиндра II и обеспечивает сгорание бедных смесей с высокими скоростями.

После сгорания бедной смеси цилиндра II, поток газов перетекает обратно в цилиндр I и обеспечивает турбулизацию смеси на последней стадии сгорания и полное её дожигание. Таким образом камера сгорания цилиндра I помимо основной функции служит ещё источником турбулентного факельного зажигания смеси соседнего цилиндра, способным обеспечить высокую скорость сгорания обеднённых смесей, а камера сгорания цилиндра II - источником реактивной турбулизации (завихрения) заряда в цилиндре I.

При сообщении каналом неразделенных камер сгорания двух цилиндров обеспечивается разделение заряда, но все преимущества неразделенной камеры сгорания сохраняются, так как дополнительная поверхность теплообмена обусловлена лишь поверхностью канала, которая очень мала. К разделению заряда, которое достигается без применения GDI, прибавляется преимущество факельного зажигания, но при этом отсутствуют как разделенная камера сгорания, так и отдельная форкамера, а, следовательно, и их недостатки. Получить такие преимущества при организации РП в одном цилиндре невозможно.

При турбулентном факельном зажигании скорость горения определяется не только скоростью распространения пламени в обедненной смеси, величина которой недостаточна, но и скоростью движения факела. Для надежного сгорания бедной смеси необходимо обеспечить скорость движения факела больше скорости сгорания смеси в обычном двигателе. Что и было достигнуто в результате НИОКР: при испытаниях опытного ДДВС скорость распространения фронта пламени в канале превысила 300 м/с, что в

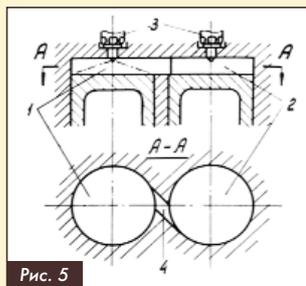


Рис. 5

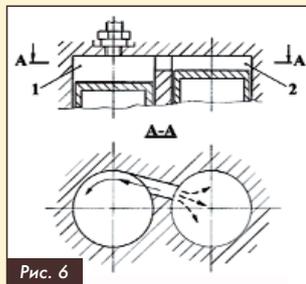


Рис. 6

4...8 раз больше, чем в обычном двигателе [15]. Очевидно, что такая высокая скорость является результатом сочетания скорости движения самого факела и скорости распространения фронта пламени по перетекающему в канале заряду смеси.

По мере обеднения смеси в цилиндре II интенсивность турбулизации заряда в этом цилиндре для улучшения сгорания должна увеличиваться. В новом РП этот процесс является саморегулируемым, так как с обеднением смеси происходит увеличение доли перетекающего заряда цилиндра I, что увеличивает интенсивность турбулизации, которая достигает максимума при наличии в цилиндре II только воздуха (на режиме холостого хода). Подвижным факелом пламени достаточной интенсивности можно сжечь смесь любого состава, находящуюся вне пределов воспламенения, включая чистый воздух.

Выполняются и другие требования к послойному смесеобразованию:

- В результате частичного смешения зарядов цилиндров в процессе сжатия, в целом по камере сгорания топливо распределяется в смеси по закону, близкому к "направленному расслоению".

- Количество топлива, сгорающего в пристеночной зоне при этом минимально.

- Глубокое расслоение заряда не сопровождается ухудшением качества смесеобразования, так как сами слои ТВС получены внешним смесеобразованием и поступают по отдельным контурам впуска в отдельные цилиндры, где РП происходит с разными степенями сжатия и с разными составами смеси, при их частичном смешении.

- Внешнее смесеобразование так же обеспечивает высокое качество смесеобразования обогащенных смесей.

- Отсутствие расслоения заряда на режиме максимальной мощности обеспечивается одинаковым по α составом обоих слоев.

Как и в двигателе Кушуля, пределы качественного регулирования нового РП зависят от степени возможного обеднения смеси в цилиндре I и соотношений объемов обоих цилиндров (если применяются разные размеры цилиндров). При подаче в цилиндр I ТВС в пределах обеднения до $\alpha = 1,2$, в цилиндр II чистого воздуха, одинаковых размерах цилиндров и внешнем смесеобразовании качественное регулирование обеспечивается в пределах обеднения до $\alpha = 2,4$. Дальнейшее снижение мощности требует перехода к дросселированию.

Двухконтурный РП особенно актуален для транспортных ДВС, в которых наиболее важными режимами являются режимы частичных нагрузок, где при качественном регулировании мощности необходимо обеднение смеси.

Однако работа традиционных транспортных газопоршневых ДВС с искровым зажиганием (из-за жестких ограничений по токсичности ОГ) на всех режимах происходит на стехиометрическом составе смеси из-за необходимости обеспечения нормального функционирования системы нейтрализации ОГ. При этом не используется положительное качество газа, которое возможно при организации РП в одном цилиндре - устойчивое воспламенение обедненной до $\alpha \approx 1,4$ смеси, то есть возможность повышения экономичности на частичных нагрузках путём обеднения смеси.

Кроме этого, работа с $\alpha \approx 1$ на всех режимах работы означает необходимость дросселирования газопоршневого двигателя, то есть существенное снижение экономичности на частичных нагрузках.

В газопоршневом ДДВС в цилиндр I может подаваться смесь газа с воздухом в пределах устойчивого искрового зажигания до $\alpha \approx 2$. Значение $\alpha \approx 2$ для газа обеспечивается физико-химическими свойствами газового топлива и дополнительной турбулизацией в процессе сжатия. В этом случае двигатель может работать на режиме холостого хода с суммарным коэффициентом избытка воздуха $\alpha_2 \approx 4$, при этом обеспечивается низкий уровень токсичности ОГ.

Таким образом, в газопоршневом ДДВС с искровым зажиганием обеспечивается качественное регулирование мощности во всем диапазоне рабочих режимов без использования аппаратуры впрыска газа или газодизельного РП.

Очень перспективным было бы создание газопоршневого ДДВС для утилизации ПНГ и других сложных газов.

ДДВС с самовоспламенением от сжатия (дизель)

Применение нового РП целесообразно для дизельного ДВС. Схема совместно работающих цилиндров представлена на рис. 5.

После самовоспламенения от сжатия впрыснутого топлива в цилиндре I горячие газы перетекают в цилиндр II, способствуя воспламенению топлива с минимальной задержкой воспламенения; цилиндр II так же служит своеобразным демпфером, позволяющим уменьшить скорость нарастания давления примерно на 20%. Топливо в цилиндр II впрыскивается с задержкой по сравнению с цилиндром I.

О качестве горения дизельного топлива, распыленного в камере сгорания цилиндра II можно судить по результатам экспериментов, где источником воспламенения служили горячие газы, выбрасываемые из форкамеры. Воспламенение струями горящих газов дизельного топлива, распыленного в камере сгорания, позволяет осуществить бездымное сгорание с $\alpha = 1,05...1,1$ [2].

С развитием сгорания в цилиндре II газы перетекают в обратном направлении, интенсивно турбулизируя догорающий заряд цилиндра I, способствуя быстрому и полному догоранию топлива.

Теоретическими исследованиями [2, 16, 17, 18, 19, 20] и результатами экспериментов [21, 22] доказано, что создание управляемой турбулентности в период развитого горения является предпосылкой решения ряда проблем дизеля, связанных с улучшением использования воздушного заряда и улучшением экономичности на всех режимах.

При испытаниях быстроходного дизеля с неразделенной камерой сгорания турбулизация горячей смеси в течение периода развитого сгорания обеспечивалась подачей завихряющего агента от отдельного агрегата, причем в качестве завихряющего агента выступали не только воздух, но и инертные газы.

Подобное завихрение уменьшило удельный расход топлива на 7...9% в области малых коэффициентов избытка воздуха α и расширило пределы устойчивой и бездымной работы вплоть до $\alpha = 1,1...1,15$. Количество газа (безразлично воздуха или инертного газа), идущего на завихрение, составляло 5...6% заряда цилиндра воздухом [23].

Таким образом, разделение впрыска по цилиндрам и воспламенение части заряда горячими газами позволяет существенно воздействовать на динамику процесса сгорания и осуществить бездымное сгорание при $\alpha = 1,15$, при этом литровая мощность будет выше в 1,2...1,3 раза, чем в обычном дизеле с $\alpha = 1,4...1,5$.

При работе нового дизеля при тех же значениях α , что и в обычном дизеле, его экономичность будет выше на номинальном режиме на 5...8%, на режимах малых нагрузок при низкой частоте вращения КВ примерно на 10%, а токсичность отработавших газов будет соответствовать нормам Евро 5 [24].

Замена взрывного многоочагового самовоспламенения в цилиндре II факельным зажиганием от постороннего источника позволяет в значительной мере устранить влияние фазы неуправляемого горения (уменьшить период задержки воспламенения). Появляется возможность получения управляемого вихря требуемой интенсивности (для каждого конкретного скоростного и нагрузочного режима) что позволяет создать полностью управляемый процесс сгорания (УПС) для дизельного двигателя, который определяется законом подачи топлива в цилиндр II.

В современных условиях УПС проще всего реализуется при использовании системы топливоподачи "common rail" посредством перепрограммирования системы управления.

В рассмотренных способах работы ДДВС обеспечивается неполное смешение зарядов перед расширением, так как только часть газов с $\alpha = 1$ перетекает в цилиндр II.

ДДВС пока не получили широкого распространения. Однако поршневые ДВС неизбежно должны будут пройти путь развития, который уже прошли авиационные турбореактивные двигатели (ТРД), процесс совершенствования которых привел к созданию двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД).

турного турбореактивного двигателя (ТРДД).

ТРДД, в отличие от ДВС, являются двигателями прямого действия и могут создавать тягу благодаря как истечению газов из сопла, так и отбрасыванию воздуха вентилятором.

Первым контуром ТРДД является сам ТРД обычной схемы. Вторым контуром ТРДД является кольцевой канал вокруг ТРД, где протекает воздух, получивший ускорение от вентилятора, который приводится от турбины первого контура или ТРД (рис. 7 и 8).

Этот воздух минует основные камеры сгорания и турбину и выбрасывается из двигателя параллельно потоку газов, вытекающих из реактивного сопла первого контура, что позволяет при тех же затратах энергии, что и в обычном ТРД, значительно увеличить расход воздуха, а, значит, и тягу. Такая организация РП ТРДД аналогична организации РП двигателя Кушуля, где работа, производимая в цилиндре I,

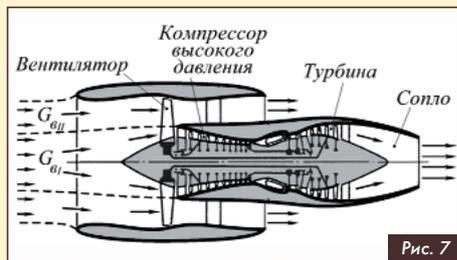


Рис. 7

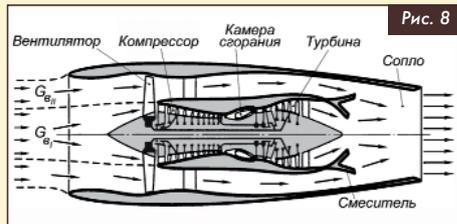


Рис. 8

обеспечивает сжатие воздуха в цилиндре II (рис. 2) [8].

В некоторых ТРДД в воздухе второго контура может быть организовано сгорание дополнительного топлива. Организация РП такого ТРДД аналогична организации РП двигателя А.И. Костина, где топливо сгорает в обоих цилиндрах (рис. 5 и 6) [14].

Главное достоинство ТРДД заключается в возможности создания большей тяги и лучшей экономичности, по сравнению с ТРД. Поэтому появившись на серийных самолетах в 1960 х годах, ТРДД уже к концу XX века полностью покорили небо над нашей планетой. Теперь ДДВС должны покорить её поверхность.

Возможные конструктивные схемы ДДВС

Совместная работа двух цилиндров приводит к ухудшению уравновешенности. Поэтому возможность практического использования двухконтурного РП в конкретной конструкции следует оценивать по имеющимся двигателям с аналогичной уравновешенностью.

Двухцилиндровый рядный двигатель имеет КВ двух видов - для четырехтактного или для двухтактного двигателя. КВ двухтактного двигателя для двухконтурного РП не подходит. Поэтому КВ обоих типов двухцилиндровых ДДВС будут одинаковые и будут уравновешены так же, как и аналогичный четырехтактный двигатель, который часто уже имеет конструкцию, необходимую для ДДВС. Например, в двигателях серии УД (рис. 9) поршни двигаются синхронно в одной фазе. На рис. 10 показан двигатель ВАЗ 1111/1113, которыми оснащался автомобиль "Ока". Оба двигателя имеют механизмы уравновешивания и могут иметь двухконтурный РП.

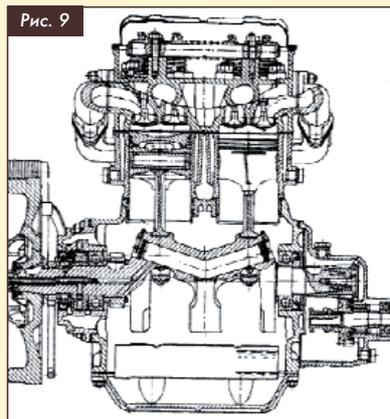
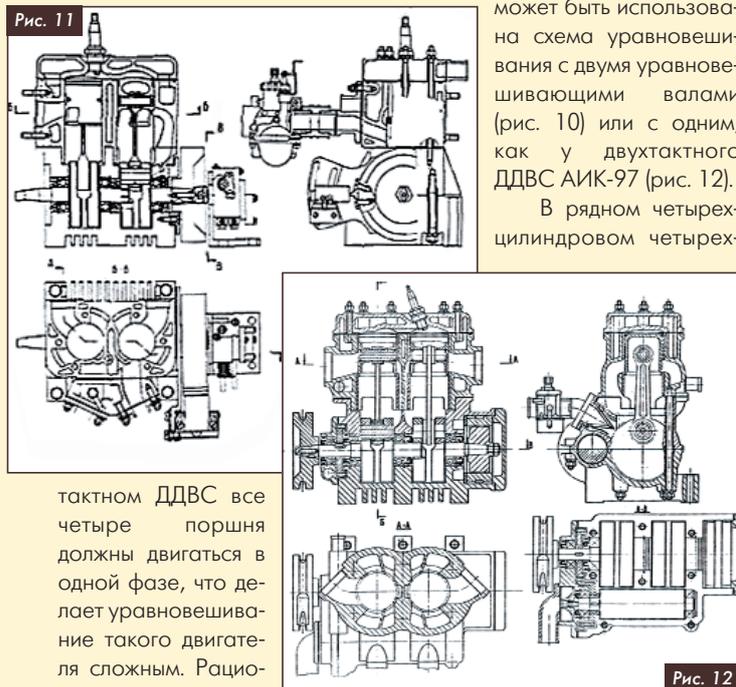


Рис. 10

Двухцилиндровый малоразмерный ДДВС может не уравниваться. Например, большинство мотоциклетных одноцилиндровых двигателей с рабочим объемом до 175 см^3 не уравниваются, как не уравнивался и опытный двухцилиндровый ДДВС ВНИИ-3.101 (рис. 11) с рабочим объемом 125 см^3 [25].

При увеличении рабочего объема двухцилиндрового ДДВС может быть использована схема уравнивания с двумя уравнивающими валами (рис. 10) или с одним, как у двухтактного ДДВС АИК-97 (рис. 12). В рядном четырехцилиндровом четырех-



тактном ДДВС все четыре поршня должны двигаться в одной фазе, что делает уравнивание такого двигателя сложным. Рациональный четырехцилиндровый ДДВС может выполняться по схемам, показанным на рис. 13, 14, 15 [14].

Четырехцилиндровый ДДВС компоновки V-4 (рис. 13) с углом развала цилиндров 90° уравнивается по силам инерции 1-го порядка. Неуравновешенной силой остается сила инерции 2-го порядка, но величина неуравновешенных сил меньше, чем у рядного четырехцилиндрового двигателя и ими можно пренебречь.

У оппозитного двигателя (рис. 14) поршни перемещаются одновременно в противоположные стороны, поэтому силы инерции 1-го и 2-го порядков полностью уравниваются, но не уравнивается момент от сил инерции 2-го порядка и частично от сил инерции 1-го порядка, которыми можно пренебречь. Полностью уравнивается ДДВС с двумя КВ (рис. 15).

Шести- и восьмицилиндровые ДДВС могут выполняться по рядной схеме с КВ, где пары соосных шеек будут расположены аналогично шейкам КВ рядных трех- и четырехцилиндровых ДВС и будут иметь аналогичную равномерность распределения крутящего момента.

В рядном восьмицилиндровом ДДВС силы инерции 2-го порядка могут быть уравнированы с помощью двух уравнивающих валов, вращающихся в противоположные стороны с удвоенной угловой скоростью КВ.

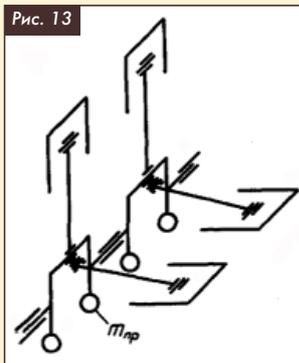


Рис. 13

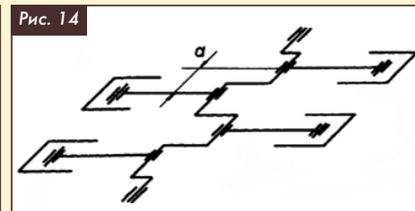


Рис. 14

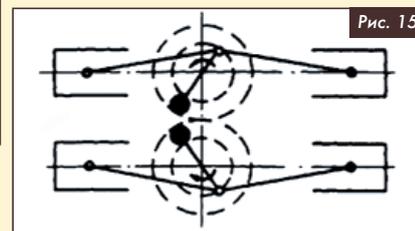


Рис. 15

В варианте ДДВС компоновки V8 моменты инерции первого порядка и центробежных сил, как и на серийном двигателе, уравниваются на КВ с помощью противовесов. Но, в отличие от серийного двигателя, появляются неуравновешенные силы инерции 2-го порядка.

Расчеты показывают, что при отсутствии уравнивания ДДВС V8, его силы инерции 2-го порядка при $n = 2600 \text{ об/мин}$ по величине незначительно отличается от сил инерции четырехцилиндрового рядного дизеля аналогичной размерности ВАЗ-343 при $n = 4800 \text{ об/мин}$, где эти силы не уравниваются. В отличие от серийного двигателя в варианте компоновки ДДВС V8, чередование вспышек в цилиндрах будет неравномерным.

Может быть использована двухрядная схема с параллельным расположением цилиндров с бесшатунным силовым механизмом (БСМ). В этом случае, в сравнении с V-образной схемой, уменьшается ширина двигателя до размера нижней части ширины картера и устраняется смещение второй половины блока по продольной оси двигателя. При этом будет обеспечена равномерность чередования вспышек в цилиндрах, а система уравнивания сил инерции 2-го порядка в двигателях с БСМ не нужна в связи с их отсутствием [26].

РП ДДВС может быть реализован в роторно-поршневом двигателе (РПД) Ванкеля с четным числом роторов. Сообщение камер сгорания посредством канала двух близко расположенных соседних роторов оказывается очень удобным.

В данном случае, используя различную ширину одинаковых роторов можно осуществить качественное регулирование в более широком диапазоне рабочих режимов, чем в ДДВС с одинаковыми размерами цилиндров.

РПД хорошо уравнивается, а применение двухконтурного РП может обеспечить уровни экономичности и токсичности ОГ, необходимые для его возвращения в серийное автомобильное производство. Таким образом двухконтурный РП ДДВС можно осуществить в самых разных конструктивных схемах двухтактных и четырехтактных двигателей, часть из которых представлена в данной статье.

Наиболее актуальные направления применения нового РП изложены в [27].



Связь с автором: miller_amida@mail.ru

Литература

1. Морозов К.А., Свиридов Ю.Б., Синельников Н.И. Повышение экономичности двигателей с искровым зажиганием путем качественного регулирования нагрузки при расщеплении заряда. Труды ЦНИТА, вып. 32, 1967 г.
2. Соколик А.С., Карпов В.П. Форкамерно-факельное воспламенение как основа нового класса двигателя. Сб. Сгорание и смесеобразование в дизелях, АН СССР, 1960 г.
3. Кобаидзе В.Ш. Исследование теплонапряженности деталей двигателя при факельном и искровом зажигании. Труды НАМИ, вып. 96.
4. <https://naukatehnika.com/naskolko-ekologichen-zelenyj-motor.html> naukatehnika.com
5. Орлов Павел. Умное пламенное сердце // Техника молодежи, № 05, (1010), 2017, стр. 22.
6. Чирков А.А. Проблемы управления турбулентностью при смесеобразовании и горении в дизелях // Энергомашиностроение, № 6, 1971 г.
7. Цыпляков А.И. Газопоршневые энергоустановки на генераторном газе: особенности конструкции, опыт эксплуатации, результаты экспериментальных исследований. Москва. 2013 г.
8. Кушуть В.М. Термодинамические основы и рабочий процесс двигателя внутреннего сгорания нового типа. Труды ЛИАП, выпуск № 38, 1962 г.
9. Стечкин Б.С. и др. Теория реактивных двигателей. Оборонгиз, 1956 г.
10. Кушуть В.М. Новый тип двигателя внутреннего сгорания. Ленинград. 1965 г.
11. Теоретические и экспериментальные исследования по разработке новых термодинамических циклов и созданию новых конструктивных схем двигателей с высоким КПД и малотоксичным выхлопом, а также средств автоматического управления его процессами. Отчет по НИР Л.: ЛИАП, 1979. Пер. номер ВНИИТИ 77073355, - стр.37.
12. Кушуть В.М., Гостин А.И., Устименко Г.А. Токсичность отработавших газов двигателя нового типа. ЛИАП, Выпуск 125, 1978 г.

13. Миллер А.О. Двухконтурная организация рабочего процесса, как техническая основа создания нового класса поршневых ДВС // Двигатель, №4-6 (130-132) 2020. Стр. 82.
14. Костин А.И. Исследование некоторых особенностей осуществления рабочего процесса двигателей в двух сообщающихся цилиндрах при последовательном воспламенении их зарядов. Диссертация. - Л.: ЛИАП, 1973, - 137 с.
15. Герзон П.С. Улучшение экономических и токсических показателей двухтактного двигателя с кривошипно-камерной продувкой. Диссертация, Москва, МАДИ, 1983 - С 168.
16. Толстов А.И. К проблеме смесеобразования в быстроходных дизелях с наддувом. Труды НИИ № 10, 1961 г.
17. Орлин А.С. и др. Двигатели внутреннего сгорания. Машгиз, 1957 г.
18. Jante A. Über bezugskreisprozesse für Verbrennungsmotoren und praktische Möglichkeiten zu ihrer Verwirklichung. Wiss. Z. Techn. Univ. Dresden. 1968, 17, №2.
19. Pischinger F. Der Verbrennungsablauf im Dieselmotor aus neuerer Sicht, Antrieb, 1968, 16, №5.
20. Брозе Д.Д. Сгорание в поршневых двигателях. Москва, Машиностроение, 1969 г.
21. Писчаненко В.В. Об особенностях смесеобразования в цилиндре тихоходного дизеля большой мощности. Автореферат диссертации, Труды Одесского института инженеров морского флота, 1955 г.
22. Ронинсон Л.С., Болдырев И.В. Улучшение индикаторных параметров дизелей со струйным смесеобразованием при малых избытках воздуха путем завихрения рабочего тела. Энергомашиностроение, № 5 1965 г.
23. Ронинсон Л.С. Улучшение параметров дизелей при малых коэффициентах избытка воздуха путем завихрения рабочего тела. Энергомашиностроение, № 5, 1965 г.
24. Костин А.И., Миллер А.О. Повышение эффективных показателей и снижение токсичности отработавших газов судовых дизелей. стр. 102, Материалы V Всероссийской межотраслевой научно - технической конференции "Актуальные проблемы морской энергетики", Санкт - Петербургского гос. Морского Технического Университета, 2016 г.
25. Кондрашев В.М., Григорьев Ю.С., Тупов В.В. Двухтактные карбюраторные двигатели внутреннего сгорания. Москва, Машиностроение, 1990. Стр. 51.
26. Миллер А.О. Опыт применения бесшатунного силового механизма в ДВС // Двигатель, № 4-6 (142-144) 2022. Стр. 2.
27. Миллер А.О. Высокоэкономичные и экологичные, полностью уравновешенные поршневые двигатели для летательных аппаратов и судов // Двигатель, № 1-3 (139-141) 2022. Стр. 16.

ОБРАБОТКА ВЫСОКОТВЕРДЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ШТАМПОВ И ПРЕСС-ФОРМ

Юрий Владимирович Комаров, магистр МГТУ Станкин

Технологический процесс механической обработки высокотвёрдых поверхностей деталей, изготавливаемых, как правило, из инструментальных высоколегированных материалов, подвергаемых химико-термической или термической обработке до твердости HRC 65-68 (обычно это рабочие поверхности штампов и пресс-форм), включает три или четыре операции механической обработки. Предварительная черновая обработка поверхностей осуществляется для удаления больших припусков, оставляемых на заготовке. Затем выполняется термическая или химико-термическая обработка рабочих поверхностей (а чаще всего используется общая объёмная закалка всей детали). Чистовая обработка предназначена для восстановления утраченной точности рабочих поверхностей и отделочная для обеспечения требуемой шероховатости поверхностей. Их качество по этому параметру наряду с твердостью существенно влияют на их износ.

Обычно отделка поверхностей осуществляется абразивным инструментом или шлифованием. Процесс шлифования высокотвердых поверхностей является производительным и обеспечивает требуемую шероховатость, но при удалении больших припусков его производительность невысока. Кроме того, поверхности после шлифования всегда имеют отрицательные для долговечности растягивающие напряжения, а в процессе обработки часто появляются прижёги шлифуемого материала. Возможно шаржирование обработанной поверхности абразивом, что вызывает ускоренный износ других функционально значимых поверхностей, сопрягаемых с рабочими.

The technological process of machining highly hard surfaces of parts, made, as a rule, from highly alloyed tool materials, subjected to chemical-thermal or heat treatment to a hardness of HRC 65-68 (usually the working surfaces of dies and molds), includes three or four machining operations. Preliminary roughing of surfaces is carried out in order to remove large allowances left on the workpiece. Then thermal or chemical-thermal treatment of the working surfaces is performed (and most often a general volumetric hardening of the entire part is used). Finishing is intended to restore the lost accuracy of the working surfaces and finishing to ensure the required high surface roughness. Their quality in this parameter, along with hardness, significantly affects their wear

Usually, surface finishing is carried out with an abrasive tool or grinding. The grinding process of highly hard surfaces is productive and provides the required roughness, but when removing large allowances, its performance is not high. In addition, surfaces after grinding always have tensile stresses that are negative for durability, and during processing, cauterization of the material being ground often appears. It is possible to caricature the treated surface with an abrasive, which causes accelerated wear of other functionally significant surfaces mated with workers.

Ключевые слова: скорость резания; минутная подача и подача на один режущий элемент (подача на зуб); скорости вращения шпинделя станка; фреза концевая; величины снимаемого слоя материала за проход.

Keywords: cutting speed; minute feed and feed per cutting element (feed per tooth); machine spindle rotation speeds; end mill; the size of the material layer to be removed per pass.

Для повышения точности и производительности обработки таких высокотвердых поверхностей сейчас применяют современные высокоточные станки с ЧПУ и используют концевые фрезы со специальной геометрией режущей части и покрытием, позволяющим увеличивать скорость резания без существенного износа инструмента. Их внешний вид показан на рис. 1.

Рассмотрим влияние этих особенностей на силовой характер процесса резания, который частично изложен в работах [1, 2]. На рис. 2 представлена форма режущей части специальной

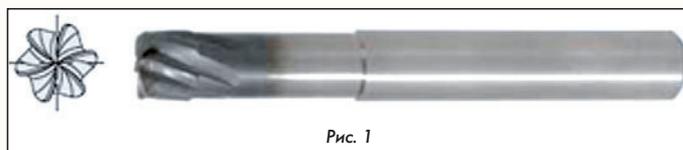


Рис. 1

концевой фрезы для обработки высокотвердых материалов. Режущая часть выполнена по радиусу. Конструкция компании Kennametal.

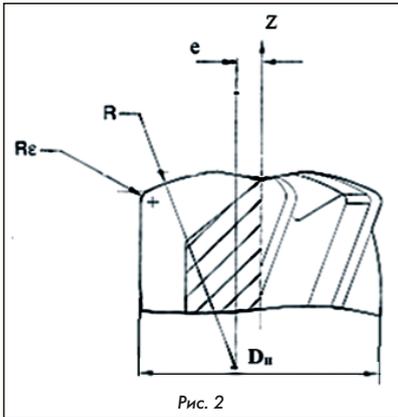


Рис. 2

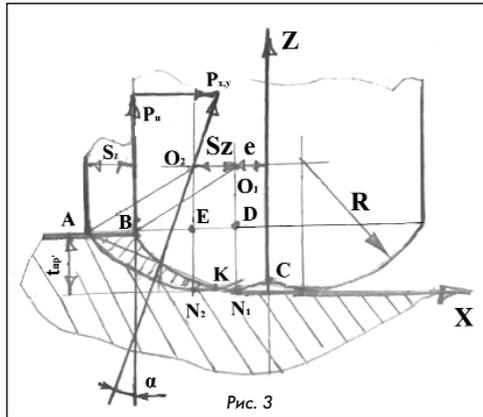


Рис. 3

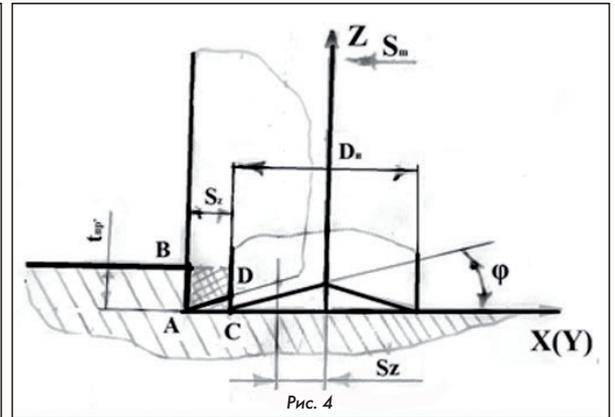


Рис. 4

Рассмотрим схему удаления припуска за проход концевой фрезой с измененной геометрией торца (рис. 3). И сравним её с аналогичной при удалении припуска со стандартным оформлением торца (рис. 4).

Площадь сечения стружки, удаляемой одной режущей кромкой концевой фрезы со стандартным торцом, определяется простым выражением:

$$S_{п.к.} = t_{пр} \cdot S_z \quad (1)$$

где $t_{пр}$ - величина припуска, удаляемого с поверхности заготовки за проход [м]; S_z - подача фрезы в расчете на одну режущую кромку (подача на зуб) [м/зуб].

Площадь сечения стружки, удаляемой одной режущей кромкой концевой фрезы с радиусным торцом, упрощенно выглядит в виде:

$$S_{п.к.} = S_z \cdot \sqrt{2R_{и} \cdot t_{пр.}} \quad (2)$$

Из приведенных зависимостей, очевидно, что для фрезы с радиусным торцом подача на зуб в меньшей степени влияет на площадь, - в степени 0,5!

Из работы [1] следует, что величина результирующей силы резания зависит от прочности обрабатываемого материала и площади сечения стружки, удаляемой режущей кромкой за проход. А именно:

$$F_{max} = 3,4 \sigma_b \cdot S_{п.к.} \quad (3)$$

где: σ_b - предел прочности обрабатываемого материала [Па]; $S_{п.к.}$ - площадь сечения удаляемой кромкой стружки [м²].

Сила, вызывающая прогиб фрезы как величина, действующая на одну режущую кромку, равна [2]:

$$P(x,y) = 1,7 \sigma_b \cdot t_{пр} \cdot S_z \quad (4)$$

На изгиб стандартной фрезы будет действовать сила, рассчитываемая по соотношению (4), но на изгиб фрезы с радиусным торцом только её составляющая, так как основной вектор силы направлен по оси фрезы и не вызывает её деформации. Составляющая для расчета прогиба концевой фрезы с радиусным торцом будет равна:

$$\frac{P(x,y)}{\sqrt{(2R_{и}/t_{пр.}) + S_z/t_{пр.}}} = 1,7 \sigma_b \cdot S_z \cdot \sqrt{(2R_{и}/t_{пр.})} / [\sqrt{(2R_{и}/t_{пр.})} + S_z/t_{пр.}] \quad (5)$$

$$\sqrt{(2R_{и}/t_{пр.}) + S_z/t_{пр.}} = t_{пр.} / [\sqrt{(2R_{и}/t_{пр.})} + S_z/t_{пр.}] = \sin(\alpha); \quad (6)$$

где α - угол между вектором нормальной составляющей силы резания и осью вращения фрезы OZ.

Таким образом, очевидно, что при обработке одного и того же материала концевыми фрезами одного и того же диаметра и удалении за проход равных припусков с заданной, постоянной подачей на зуб фрезы с радиусным оформлением торца будут иметь меньший прогиб. Следовательно, минимальное приращение к расчётной кинематической шероховатости и более высокий класс шероховатости обработанной поверхности. Эту величину легко рассчитать, если прогиб концевой фрезы круглого сечения равен:

$$\Delta_{пр.} = P(x,y) \cdot L^3 / [E \cdot J] \quad (7)$$

где: E - модуль упругости материала инструмента [Па]; J - геометрический момент инерции сечения [м⁴]; (для круглого сечения $J = 3,14 D_{и}^4 / 64$ м⁴; L - вылет консоли концевой фрезы от шпинделя станка [м].

Величину динамической составляющей шероховатости, выз-

ванной прогибом консоли инструмента от силы резания, можно рассчитать по уравнению:

$$\Delta R_{z, \text{дин.}} = \Delta^2_{пр.} / (2L) \quad (8)$$

Соотношения (5, 6, 7) показывают, что можно при средних подачах на одну режущую кромку обеспечить получение шероховатости поверхности из материала У8 (HRC 56-58) при обработке концевой твёрдосплавной фрезой с радиусным торцом (BK-6), диаметром 8 мм, равную 10 классу шероховатости ($R_a = 0,1$ мкм). Что соответствует операции шлифования, полирования. Согласно рис. 2 припуск, который можно будет удалить за проход должен быть по величине не более $t_{пр} \leq 0,15 D_{и}$, так как радиус торца следует принять равным $R_{и} = D_{и}$.

На рис. 5 представлен снимок таблички, выполненной из материала У8 (HRC 58) при обработке концевой твёрдосплавной фрезой (BK-6) с радиусным торцом, диаметром 8 мм. Шероховатость боковых поверхностей отверстий и букв "GM" по параметру средней высоты микронеровностей равна $R_a = 0,1$ мкм. □

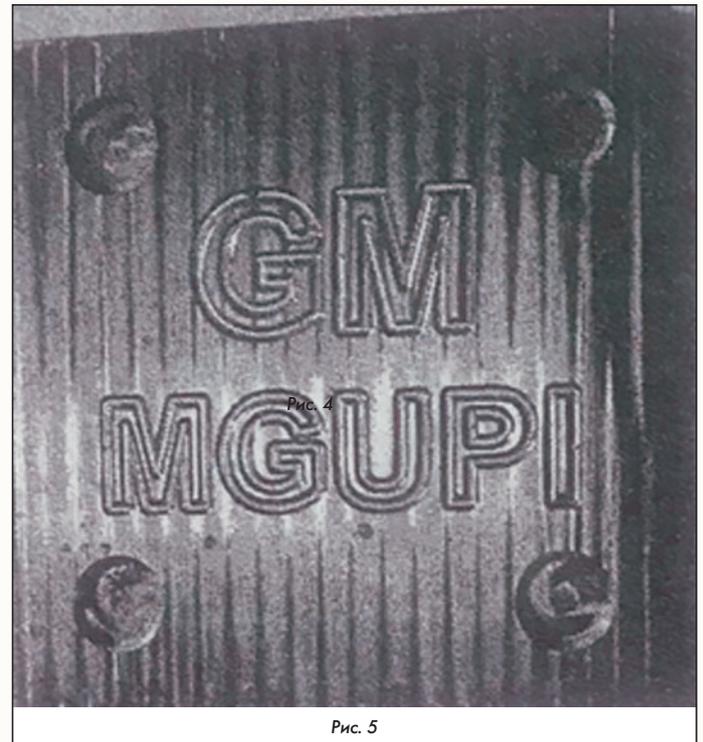


Рис. 5

Литература

1. Абрамович А.Л., Комаров В.А., Мещерякова Т.Ф., Мальков В.Н. Подтверждение импульсного характера разрушения материалов на основе металлофизического анализа образцов стружки // Техника. Технология. Управление. 1992. №2. с.13.
2. Комаров В.А. Повышение эффективности технологических процессов на основе совершенствования обработки резания. М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. - 164с.

Связь с автором: komarov_yura@list.ru

АНАЛИТИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ШЕРОХОВАТОСТИ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ ФРЕЗЕРОВАНИИ КОНЦЕВЫМИ ФРЕЗАМИ ВЫСОКОТВЕРДЫХ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ МАТЕРИАЛОВ

МГТУ Станкин:

Анатолий Викторович Рыбаков, к.т.н., профессор
Юрий Владимирович Комаров, магистр

В статье приводятся формулы для расчета средней высоты микронеровностей, образующихся на поверхности при фрезеровании концевыми фрезами, имеющими различную геометрию режущей части и приводятся примеры их практического применения.

The article provides formulas for calculating the average height of micro-dimensions formed on the surface during milling with end mills having different geometry of the cutting part and provides examples of their practical application.

Ключевые слова: скорость резания; минутная подача и подача на один режущий элемент (подача на зуб); скорости вращения шпинделя станка; фреза концевая; величины снимаемого слоя материала за проход, шероховатость поверхности.

Keywords: cutting speed; minute feed and feed to one cutting element feed to the tooth; the speed of rotation of the machine spindle; end-milling cutter; the size of the removed layer of material per pass, surface roughness.

Согласно крупным исследовательским работам, выполненным в ЦНИИТМАШЕ еще в 50 годах прошлого столетия, средняя высота микронеровностей, определяющих класс шероховатости поверхности в общем случае при всех методах механической обработки, определяется равенством [1]:

$$R_z = R_{z\text{расч.}} + \Delta R_z + \Delta R_{z\text{д}}, \quad (1)$$

где $R_{z\text{расч.}}$ - составляющие профиля шероховатости, обусловленные геометрией и кинематикой перемещения рабочей части инструмента; ΔR_z - приращения к расчетной шероховатости, вызванное трением и адгезией материала стружки с поверхностью резания; $\Delta R_{z\text{д}}$ - приращение к величине микронеровности, вызванное упругими деформациями режущего инструмента относительно обрабатываемой поверхности в силу силового воздействия на режущую кромку удаляемого материала при резании.

$R_{z\text{расч.}}$ - рассчитывается по кинематическим уравнениям, полученным в зависимости от кинематики выполняемых движений и геометрической формы режущих кромок инструмента.

ΔR_z - стремится к нулю, если блокировать адгезию между режущим и обрабатываемым материалами, а скорость резания превышает скорость, при которой происходит наростобразование.

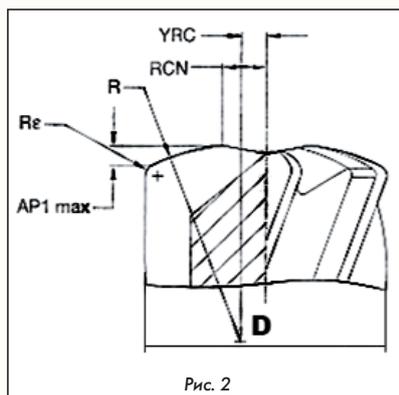
$\Delta R_{z\text{д}}$ - рассчитывается через амплитуду колебаний упругой консольной балки, которой является режущий инструмент по известной величине силе резания. В работе [2] предложены уравнения для аналитического расчета сил резания.

Рассмотрим процесс образования микрорельефа (шероховатости) поверхности при обработке её концевыми фрезами, имеющими разное геометрическое оформление режущей части на её торце. Конструкция фрез общего назначения выглядит как приведено на рис. 1.



Угол в плане у режущей кромки ϕ мал и меняется от 15° до нуля для чистовых фрез.

Фрезы для снятия больших припусков с закаленных до высокой твердости высокопрочных материалов при том же диаметре имеют оформленный по радиусу торец (рис. 2).



Где для них справедливы соотношения: $R = D$, $AP1\text{max} < 0,15D$.

Шероховатость поверхности по параметру R_z , при обработке тор-

цом фрезы $D = 8$ мм рассчитаем по общему уравнению (1). Первая составляющая - кинематическая - для торца фрезы (рис. 1) будет равна:

$$R_{z\text{расч.}} = S_z \cdot \text{tg} \phi. \quad (2)$$

Первая составляющая - кинематическая - для торца фрезы (рис. 2) будет зависеть уже от другого соотношения:

$$R_{z\text{расч.}} = S_z^2 / 8R. \quad (3)$$

Приращение к шероховатости (ΔR_z), связанное с адгезией и наростобразованием следует пренебречь, так как оно существует при адгезии контактирующих при резании материалов и особенно проявляется на малых скоростях резания. Приращение $\Delta R_{z\text{д}}$ зависит от направления и величины силы резания, вызывающей изгиб консоли инструмента.

Величину деформационного прогиба консоли инструмента и приращение, вызванное упругими деформациями, можно рассчитать по уравнениям:

$$\Delta_{\text{пр}} = P(x,y) \cdot L^3 / [E \cdot J]; \quad (4)$$

$$\Delta R_{z\text{дин.}} = \Delta_{\text{пр}}^2 / (2L), \quad (5)$$

где E - модуль упругости материала инструмента [Па], J - геометрический момент инерции сечения [м^4] (для круглого сечения $J = 3,14D_i^4 / 64 \text{ м}^4$); L - вылет консоли концевой фрезы от шпинделя станка [м].

Для фрезы с плоским торцом составляющая силы резания $P(x,y)$ будет равна:

$$P(x,y) = 1,7 \sigma_b \cdot t_{\text{пр}} \cdot S_z, \quad (6)$$

где σ_b - предел прочности обрабатываемого материала [Па]; $t_{\text{пр}}$ - величина удаляемого за проход припуска [м^2].

Для фрезы с радиусным торцом, составляющая силы резания $P(x,y)$ будет равна:

$$P(x,y) = 1,7 \sigma_b \cdot S_z \cdot \sqrt{2R \cdot t_{\text{пр}}} / [\sqrt{2R/t_{\text{пр}}} + S_z/t_{\text{пр}}]. \quad (7)$$

Осуществим расчет шероховатости поверхности для конкретного случая.

Параметры инструмента: фреза концевая цельная $R = 4$ мм, $D = \varnothing 8$ мм, $Z_1 = 2$, материал ВК-6. Модуль упругости сплава ВК на изгиб $E = 1,2 \cdot 10^9$ Па.

Обрабатываемый материал: титановый сплав ВТ-6, предел прочности: $\sigma_b = 902$ МПа.

Химический состав материала ВТ6										
Fe	C	Si	V	N	Ti	Al	Zr	O	H	Примесей
до 0.6	до 0.1	до 0.1	3.5 - 5.3	до 0.05	86.45 - 90.9	5.3 - 6.8	до 0.3	до 0.2	до 0.015	прочих 0.3

Примечание: Ti - основа; процентное содержание Ti дано приблизительно

1. Обработка поверхности фрезой с плоским торцом, $\phi = 2,5^\circ$, $D = 8$ мм. Удаляемый за проход припуск $t_{\text{пр}} = 0,8$ мм, подача на зуб $S_z = 0,025$ мм/зуб.

$$R_{z\text{расч.}} = S_z \cdot \text{tg}(\phi) = 0,025 \cdot 0,044 = 0,001 \text{ мм} = 1 \text{ мкм};$$

$$P(x,y) = 1,7\sigma_b \cdot t_{пр} \cdot S_z = 1,7 \cdot 902 \cdot 0,025 = 38,34 \text{ Н}; L = 0,04 \text{ м.}$$

$$\Delta_{пр} = P(x,y) \cdot L^3 / [E \cdot J] =$$

$$= 38,34 \cdot 64 \cdot 10^{-6} / (1,21 \cdot 10^9) / (3,14 \cdot 4096 \cdot 10^{-12}) = 0,158 \text{ мкм};$$

$$\Delta R_{z \text{ дин.}} = \Delta_{пр}^2 / (2L) = 225 \cdot 10^{-6} / 80 = 0,2 \text{ мкм};$$

$$R_z = 1 + 0,2 = 1,2 \text{ мкм} \approx Ra \approx R_z / 2 \leq 0,8 \text{ мкм},$$

что соответствует 7-8 классу шероховатости по ГОСТ ISO/EC 17025-219.

2. Обработка радиусной поверхности фрезой с радиусным торцом, $R = 4 \text{ мм}$, $D = \varnothing 8 \text{ мм}$. $Z_{II} = 2$, материал ВК-6. Модуль упругости сплава ВК на изгиб $E = 1,2 \cdot 10^9 \text{ Па}$.

$$R_{z \text{ расч.}} = S_z^2 / 8R = 0,025 \cdot 0,025 / (8 \cdot 4) = 0,02 \text{ мкм};$$

$$P(x,y) = 1,7\sigma_b \cdot S_z \cdot \sqrt{(2R \cdot t_{пр})} / [\sqrt{(2R/t_{пр})} + S_z/t_{пр}] =$$

$$= 1,7 \cdot 902 \cdot 0,025 \cdot 2,53 / (2,53 + 0,025) = 34,14 \text{ Н};$$

$$\Delta_{пр} = P(x,y) \cdot L^3 / [E \cdot J] = 34,14 \cdot 64 \cdot 10^{-3} / (1,21 \cdot 3,14 \cdot 4096 \cdot 10^{-3}) = 0,14 \text{ мм};$$

$$\Delta R_{z \text{ дин.}} = \Delta_{пр}^2 / (2L) = 0,14^2 / 80 = 2,44 \cdot 10^{-4} \text{ мм} = 0,24 \text{ мкм}.$$

$$R_z = 0,02 + 0,24 = 0,26 \text{ мкм}, Ra \leq 0,16 \text{ мкм},$$

что соответствует 10 классу шероховатости по тому же ГОСТ или полированию.

На рис. 3а показаны дорожки, обработанные концевой фрезой с плоским торцом. На рис. 3б показана боковая поверхность, обработанная концевой фрезой с радиусным торцом.

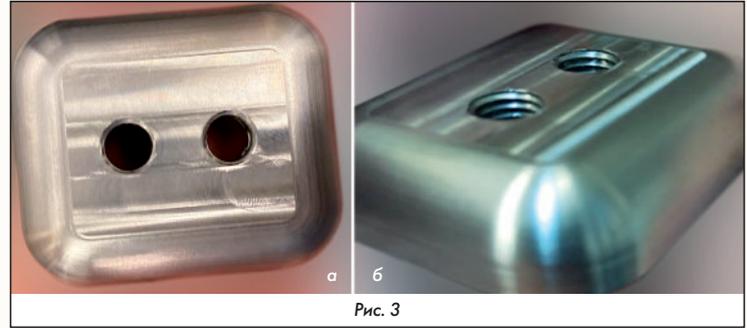


Рис. 3

Измерения шероховатости показали высокую сходимость расчетов с фактической микрогеометрией поверхностей. □

Литература

1. А.И. Исаев. Процесс образования поверхностного слоя при обработке металлов резанием. - М.: Машгиз, 1950. - 238 с.
2. Комаров В.А. Повышение эффективности технологических процессов на основе совершенствования обработки резания. - М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. - 164с.

Связь с авторами: komarov_yura@list.ru

ИНФОРМАЦИЯ. Виртуальная образовательная платформа

Специалисты Инжинирингового центра Самарского университета им. Королёва разработали виртуальную образовательную платформу для изучения устройства авиационных и ракетных двигателей. Созданный программный комплекс позволяет более подробно и наглядно изучать устройство и работу двигателей на основе их точных 3D-моделей, помещенных в виртуальную реальность. Разработка предназначена для обучения не только студентов профильных специальностей, её также можно будет использовать в рамках профориентации школьников и для повышения профессионального уровня сотрудников двигателестроительных предприятий.

"Цель проекта - создать новые возможности для обучения, своего рода новый учебный инструмент, с помощью которого можно подробно и наглядно изучать в виртуальной реальности внутреннее устройство различных двигателей, вплоть до самых мелких деталей. Это гораздо эффективнее, чем по старинке изучать двигатели по чертежам. На основе нашей программной платформы 3D-модели двигателей можно будет разбирать и собирать, запускать виртуальные агрегаты в работу и следить за рабочими процессами внутри них, выявлять возможные неполадки и даже заменять дефектные детали. Предусмотрено несколько уровней сложности и детальности отображения - от простейшего для школьников до профессионального для специалистов предприятий. Платформа разработана универсальной и общедоступной - это как виртуальный справочник или учебник с "живыми" иллюстрациями, причем свои страницы в этот учебник сможет добавлять для себя любой пользователь платформы - например, вуз или предприятие смогут загрузить в программу свои 3D-модели тех двигателей, по которым они специализируются", - рассказал директор Инжинирингового центра Иван Зубрилин.

В настоящее время платформа предусматривает изучение газотурбинных, жидкостных ракетных и поршневых двигателей. Это основные направления, в дальнейшем программный комплекс может быть модифицирован и расширен для изучения и других типов двигателей. Разработка велась Инжиниринговым центром совместно с Институтом искусственного интеллекта Самарского университета им. Королёва и самарской компанией "АР СОФТ". Основой для создания платформы послужил разработанный ранее в Инжиниринговом центре виртуальный тренажёр для обучения будущих инженеров и конструкторов авиационных двигателей. Для погружения в виртуальную среду и манипуляций с 3D-моделями используются VR-очки и контроллеры. Пользователи смогут подключаться к общедоступной платформе через Интернет.

"Технически и функционально платформа готова к использованию, сейчас завершаем финальные штрихи. Данную разработку можно назвать уникальной, так как подобного программного комплекса на отечественном рынке пока что нет. На различных российских предприятиях, безусловно, применяются отдельные модули виртуальной реальности для ряда сложных двигателей, но эти модули предназначены для обслуживания и ремонта именно этих конкретных агрегатов, то есть, эти модули не универсальны и их, как правило, сложно использовать в учебных целях для студентов и тем более для школьников. Наша платформа прежде всего сфокусирована на образовательных задачах, мы погружаем в виртуальную среду учебный процесс, и при этом данная платформа универсальна, в нее можно добавлять множество различных агрегатов и модифицировать ее под свои учебные или производ-

ственные задачи", - подчеркнул И. Зубрилин.

С помощью платформы специалисты предприятий смогут на своем профессиональном уровне не только изучать "анатомию" каких-то новых, незнакомых им ранее двигателей, но и отрабатывать определенные технологические операции по сборке-разборке агрегатов с учетом правильного порядка использования инструментов и соблюдения норм техники безопасности.

"В настоящее время в виртуальном пространстве платформы размещены для тестирования 3D-модели нескольких двигателей. Затем на платформу будут загружены модели основных двигателей, изучаемых в университете, в том числе оцифрованные экспонаты Центра истории авиационных двигателей (ЦИАД) Самарского университета им. Королёва. В ЦИАД собрана крупнейшая в мире коллекция советских и российских газотурбинных двигателей, здесь представлены все типы воздушно-реактивных авиационных двигателей. Кроме двигателей для самолетов в коллекции также есть агрегаты, предназначенные для вертолетов, ракет и даже танков", - добавил руководитель проекта развития VR в двигателестроении Инжинирингового центра Илья Лейковский. □



ПЕРВЫЕ ИСПЫТАНИЯ РОССИЙСКОГО ЖРД В США (ОКТАБРЬ 1995 ГОДА)

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

Пётр Сергеевич Лёвочкин, к.т.н.,

заместитель генерального директора - главный конструктор,
член-корр. Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского

Владимир Сергеевич Судаков, главный специалист,

член-корр. Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского,
лауреат премии Правительства РФ имени Ю.А. Гагарина в области космической деятельности

В начале 90-х годов XX века НПО Энергомаш стал предпринимать шаги по выходу на международный рынок ракетно-космической продукции и услуг. Были установлены первые контакты с аэрокосмическими организациями и компаниями из США, Франции, Германии и других стран мира. Достижения НПО Энергомаш в области разработки ЖРД были высоко оценены представителями мирового аэрокосмического сообщества. Появились первые небольшие контракты с рядом зарубежных компаний на разработку отдельных узлов и элементов ЖРД, на представление обобщенной информации о возможностях нового поколения кислородно-керосиновых ЖРД с дожиганием окислительного газа, которые были разработаны на предприятии для РН "Энергия" и "Зенит". В 1992 г. удалось заключить Соглашение о совместном маркетинге и лицензировании технологий НПО Энергомаш в США между "Пратт-Уитни" и НПО Энергомаш. В рамках этого соглашения в октябре 1995 г. были впервые проведены на стенде компании "Пратт-Уитни" во Флориде демонстрационные огневые испытания российского серийного ЖРД РД-120, разработанного для второй ступени РН "Зенит". Для проведения наземных огневых испытаний российского двигателя второй ступени подготовка стенда и стендовых сооружений была выполнена в короткий период времени, что позволило успешно провести три огневых испытания этого двигателя. Эти испытания, во многом, позволили открыть путь для полномасштабного сотрудничества России и США в области высокотехнологичной продукции, приведшего в результате к заключению договора на разработку и поставку ЖРД РД-180 для американских РН семейства "Атлас".

Как быстро летит время... Кажется, это было буквально вчера - первое огневое испытание серийного российского жидкостного ракетного двигателя в США - но в истории российско-американского сотрудничества в области ракетно-космической техники стоит дата - 11 октября 1995 года.

Многие, видимо, помнят, в какое сложное положение попали многие предприятия ракетно-космической отрасли нашей страны в начале 90-х годов, когда практически сразу были обнулены все госзаказы на разработку и производство новой техники. Казалось, что нет выхода из сложившейся ситуации, но ведущие предприятия смогли найти достойный путь решения проблем, и это был путь на мировой космический рынок.

Этому направлению во многом способствовала развивавшаяся в то время общегосударственная тенденция к большей открытости, связанная с падением "железного занавеса", и появившаяся у НПО Энергомаш возможность представить свои разработки последних лет на международных выставках и салонах. Так в начале 90-х годов двигатели НПО Энергомаш появились на международных авиакосмических выставках в Москве (1990 и 1993 гг.), на авиакосмическом салоне в Ле Бурже (1991) и на передвижной выставке "Космос-СССР" в ряде городов США (Бостон, Сиэтл, Сент-Луис, 1990-1991).

Конечно, кажется вполне естественным, что предприятия, владеющие высокотехнологичными передовыми достижениями и разработками в области космоса, должны были выйти на мировой рынок, но это было не такое простое решение, и не так уж легко это было сделать.

НПО Энергомаш, которым с 1991 года стал руководить генеральный директор и генеральный конструктор Борис Иванович Каторгин, напряженно искало свой путь на мировой рынок. Казалось, что проще... Предприятие в 80-е годы завершило разработку двух самых лучших ЖРД для РН "Энергия" и РН "Зенит". Они опережали по своим техническим параметрам зарубежные аналоги на 10-15 лет, а потому, что могло быть проще продажи таких двигателей на мировом рынке?! Но ракетный двигатель - это не предмет расхожего товара, который можно купить для личного использования, как, например, пылесос или легковой автомобиль. А кроме простейших сбытовых вопросов вставали и вопросы более высокой степени сложности: политические, конъюнктурные и т.п.

Одними из первых среди потенциальных покупателей продукции НПО Энергомаш свою заинтересованность проявили США. Со своей стороны, в НПО Энергомаш понимали высокую потенциальную емкость и платежеспособность американского рынка космических услуг, стремившегося перехватить пальму первенства у французского Арианспейс, контролировавшего в то время почти 60 % мирового рынка космических коммерческих запусков. Но для этого США должны были обновить свои ракетно-космические технологии. И здесь интересы американских космических корпораций и НПО Энергомаш сошлись.

Благодаря новому подходу, целеустремленности и, наверное, самое главное, уверенности в правильности своих действий, руководству НПО Энергомаш и удалось заключить в 1992 г. с американской двигателестроительной компанией "Пратт-Уитни" соглашение о совместном маркетинге и лицензировании двигателей НПО Энергомаш в США. Это решение о привлечении американского стратегического партнера для содействия выходу продукции НПО Энергомаш на американский рынок оказалось в итоге абсолютно правильным.

Компания "Пратт-Уитни" - это отделение корпорации "Юнайтед Технолоджис", специализирующееся в основном на разработке и производстве авиационных двигателей. В области ЖРД компания "Пратт-Уитни" известна как разработчик двигателя RL-10 конца 50-х - начала 60-х годов и его модификаций, применяемых на верхних ступенях космических ракет-носителей. Этот кислородно-водородный двигатель тягой 8...12 тс выполнен по безгенераторной схеме. В 60-х годах "Пратт-Уитни" разрабатывала также 100-тонный двигатель на кислородно-керосиновом топливе для первой ступени одного из американских носителей, но проиграла в конкуренции с фирмой "Рокетдайн". В 90-е годы в области ЖРД "Пратт-Уитни" занималась модернизацией ТНА для двигателя SSME "Спейс Шаттла" в целях увеличения ресурса и многообразности использования. Работа увенчалась успехом.

После многократных попыток заключений договоров об использовании имеющихся, уже разработанных двигателей НПО Энергомаш в американских космических программах стало ясным, что нужно провести мощную рекламу, не просто рекламу, а действительно и весомое подтверждение возможностей российско-американского сотрудничества в области ЖРД. И таким событи-

ем стало проведение демонстрационных испытаний российского жидкостного ракетного двигателя РД-120, который был разработан для второй ступени современной тогда РН "Зенит".

Как говорилось выше, НПО Энергомаш со своим американским партнером искали возможность использования разработанных ранее двигателей НПО Энергомаш, и одним из самых перспективных кандидатов представлялся двигатель РД-120. Его тяга, составлявшая около 80 тс, подходила для нескольких вариантов легких РН, проекты которых рассматривались в США. Да, он был сделан для второй ступени РН, но была показана возможность простой модификации этого двигателя для работы в качестве двигателя первой ступени.

Остановимся на некоторых основных особенностях создания двигателя РД-120 - маршевого двигателя II ступени ракетного комплекса "Зенит" и всех его модификаций. Специалистом, ответственным за разработку этого двигателя, в НПО Энергомаш был ведущий конструктор В.К. Чванов, который в дальнейшем стал главным конструктором этого двигателя, а затем заместителем генерального директора, главным конструктором НПО Энергомаш.

Непосредственная разработка двигателя началась с 1976 г. По настоянию Глушко особо жесткие требования были предъявлены к надёжности, что оговорено было тремя условиями: нижняя граница математической оценки надёжности товарного двигателя должна быть не ниже 0,992; каждый экземпляр двигателя должен проходить ресурсное контрольно-технологическое огневое испытание с последующей отправкой в товар без переборки; гарантийный ресурс двигателя должен быть не менее 5 рабочих ресурсов сверх штатного. Такие требования были беспрецедентны для двигателя одноразового использования при однократном включении в полёте.

Двигатель РД-120 с самого начала закладывался на тягу 85 тс. Удельный импульс тяги был ограничен степенью расширения сопла камеры, а именно: давление газов в камере определялось прочностными возможностями использовавшихся прототипов агрегатов подачи компонентов топлива, а диаметр среза сопла лимитировался имевшимися в отрасли печами для пайки.

Наиболее сложной частью доводки двигателя РД-120 являлась отработка оптимальных условий его запуска. При последующей стендовой отработке двигателя РД-120, которая была в основном проведена в Приморском филиале НПО Энергомаш, были выявлены и ликвидированы все конструкторские и технологические недоработки, отработаны все эксплуатационные требования. После успешного проведения доводки двигатель получил путёвку на испытания совместно со ступенью ракеты.

Со всеми доработками двигатель прошёл достаточно убедительный объём стендовых и лётных испытаний и в результате показал себя одним из наиболее надёжных в отечественной ракетной технике. Изготовлено свыше 200 доводочных и лётных двигателей, проведено свыше 600 огневых испытаний, выполнено более 80 полётов в составе РН "Зенит".

В конце 90-х годов начались работы по разработке модернизированного варианта двигателя РД-120. Тяга двигателя была форсирована до 93 тс; 4 двигателя прошли 28 огневых испытаний с наработкой 8135 секунд. Первый пуск РН "Зенит" с форсированным двигателем РД-120 успешно выполнен по программе "Морской старт" 10 июня 2003 г., с тех пор на всех пусках РН "Зенит" использовались модернизированные двигатели РД-120. Последний пуск "Зенит" с двигателями РД-171М и РД-120 на первой и второй ступенях этой РН был выполнен 26 декабря 2017 года.



ЖРД РД-120

Но вернемся снова в 90-е годы. Прежде чем отправить этот двигатель в США пришлось приложить очень много сил для прохождения всех разрешающих и согласующих инстанций в России: случай ведь был неординарным, это не поставка нефти или газа, а поставка, пусть и с последующим возвратом, ракетного двигателя, и куда - в США - страну, которую многие десятилетия до этого рассматривали как заклятого врага и вечного соперника по всем вопросам. Аналогично развивались события и в США. Бюрократические правила одинаковы во всех странах. Там компании "Пратт-Уитни" пришлось обойти немало кабинетов правительственных офисов, прежде чем удалось получить разрешение на ввоз российского двигателя в США и на допуск российских инженеров на испытательную базу компании "Пратт-Уитни" во Флориде.

Основные цели испытаний:

- демонстрация работоспособности российского двигателя разработки НПО Энергомаш на территории и в условиях США с использованием американских рабочих компонентов и газов, в том числе керосина RP-1 и американского аналога пускового горючего для химического зажигания основных компонентов топлива;
- проверка совместимости ракетно-двигательных технологий России и США;
- демонстрация возможности успешного технического сотрудничества работников НПО Энергомаш и фирмы "Пратт-Уитни";
- подтверждение способности НПО Энергомаш оперативно решать организационные вопросы поставок ракетных двигателей по зарубежным контрактам.

Все это в полном соответствии с американскими законами рекламной кампании предполагало широкое присутствие представителей американской ракетно-космической отрасли, а также прессы.

Одновременно подобную демонстрацию планировали провести Самарское НПО "Труд" (ныне ПАО "ОДК-Кузнецов") с фирмой "Аэроджет" на двигателе НК-33, разработанном в НПО "Труд" в 1970-х гг. для первой ступени ракеты-носителя Н1. Так что в подготовку демонстрационных испытаний вплелись и элементы конкурентной борьбы.

В конце июня 1995 г. двигатель был доставлен в США на стендовую испытательную базу авиационных и ракетных двигателей фирмы "Пратт-Уитни". Она расположена в штате Флорида в окрестностях города Вест-Палм Бич. На этой же территории находится стендовая и производственная база известной вертолетной фирмы "Сикорский", так же, как и "Пратт-Уитни", входившая в корпорацию "Юнайтед Текнолоджис".

Вест-Палм Бич - это курортный город, растянувшийся на 40 км вдоль Атлантического побережья южной части штата Флорида. В 180 км к северу, на мысе Канаверал, находится космодром, а в 100 км к югу - город Майами.

Территория стендовой и производственной баз расположена на 27 км от побережья Атлантического океана, в плоской боло-



РН "Зенит-3SL" с РД-170 и РД-120

тистой местности, что характерно для южной части Флориды. В соответствии с законами этого штата корпорация "Юнайтед Текнолоджис" при создании своего промышленного комплекса обязалась максимально сохранить экологию местности. Это обязательство выполнено в полной мере. Производственные площадки, созданные на насыпном грунте, и проведенная мелиорация, по-видимому, абсолютно не затронули ни растительность, ни животный мир. На территории комплекса (15x2 км) свободно обитает большая колония крокодилов, достигающих 3-метровой длины. Они живут в многочисленных мелиоративных каналах и прудах и иногда создают трудности в передвижении транспорта, выползая на дороги и загоняя в будки дежурных на пропускных постах. В таких случаях приходится вызывать службу спасения. В районе стенда пасутся семьи кабанов и оленей, не говоря уже о дикобразах, опоссумах, броненосцах и другой живой мелочи, а также многочисленном птичьем племени. В общем, впечатление какого-то заповедника. И все это совмещается с шумовым эффектом стендовых испытаний авиационных и ракетных двигателей.

Компания "Пратт-Уитни" располагает двумя стендами для испытаний ракетных двигателей: Е-6, на котором проводятся испытания кислородно-водородного двигателя RL-10, и Е-8, на котором и предполагалось провести демонстрационные испытания двигателя РД-120.

Стенд Е-8 - открытого типа с горизонтальным расположением испытываемых двигателей и камер. На этом стенде испытывался упомянутый выше 100-тонный кислородно-керосиновый двигатель, но в последующие годы керосиновая система была демонтирована, и стенд использовался для автономных испытаний камер и ТНА кислородно-водородных двигателей. В частности, именно здесь проводилась отработка новой версии ТНА для двигателя SSME "Спейс Шаттла". Рабочая площадка, на которую устанавливаются испытываемые объекты, поднята на высоту примерно 2,5 м от уровня земли, она только сверху закрыта навесом от атмосферных осадков, а выхлоп продуктов сгорания при испытаниях - открытый, в атмосферу.

Емкости стендовой системы питания позволяли провести огневое испытание ЖРД РД-120 длительностью до 100 секунд. Но поскольку выхлоп на стенде открытый, а создание газодинамического выхлопного тракта для высотного двигателя и его отработка достаточно дороги и занимают много времени, во избежание длительной работы двигателя на нерасчетном для высотного сопла режиме со скачком давления внутри сопла было принято решение проводить испытания длительностью 3 секунды с выходом на основной режим и работой на нем в течение ~1 секунды.

Для подготовки и проведения испытаний в США была направлена бригада специалистов НПО Энергомаш в составе пяти инженеров: Сергей Коновалов - начальник конструкторского отдела, его ведущие сотрудники Игорь Левицкий, Юрий Владимиров, Виктор Базаев (заместитель начальника отдела измерительных средств), Владимир Судаков - начальник отдела (отвечал за контрактные и организационные вопросы); и одного слесаря-сборщика. К моменту её прибытия 12 сентября 1995 г. на стенде были ус-

тановлены только расходный бак горючего и конструкция крепления двигателей на рабочей площадке стенда, представляющая собой разъемную кольцевую планшайбу с косою плоскостью стыковки с двигателем, обеспечивающей наклонное (под углом 10° к горизонту) положение продольной оси двигателя. Это одно из положений, при котором испытывается двигатель в России.

Для подготовки остальных систем (отметим среди наиболее значимых: ресиверы окислителя и горючего в линиях питания перед входом в двигатель, система эжектирования тракта горючего перед заполнением компонентом, система сливов и дренажей горючего, система нагрева азота для продувок при межпусковой обработке двигателя без съема со стенда, автономные вакуумные системы для проведения термовакуумной обработки полостей двигателя, система заправки пусковым горючим сменных трубопроводов запуска - ампул) необходимы были технические требования, сформулированные в виде технологических процессов (процедур, по американской терминологии). Эти технологические процессы были написаны на месте специалистами НПО Энергомаш и "Пратт-Уитни" по мере поступления соответствующей технической документации, доставка которой из России задержалась на две-три недели.

Группой местных переводчиков был сделан перевод этих документов на английский язык в так называемой первой версии, после чего из-за недостаточной технической подготовки переводчиков специалистам НПО Энергомаш пришлось вычитывать английские тексты с целью идентификации их с русским оригиналом. Затем в процессе проработки технологические процессы уточнялись применительно к условиям стенда. Всего было разработано 19 технологических процессов. Одновременно была разработана пневмогидравлическая схема стенда и обвязки двигателя, причем все рабочие экземпляры схемы были выполнены от руки и утверждены всего двумя подписями: руководителя работ по подготовке стенда - ведущего инженера фирмы "Пратт-Уитни" и руководителя бригады НПО Энергомаш - начальника отдела. Таким же образом были утверждены и технологические процессы. И все это проводилось с учетом повышенной аккуратности, учитывая, что в процессе решения технических проблем было необходимо одновременно решать проблемы языковые. Кстати, зачастую специалисты понимали друг друга технически быстрее, чем находилась правильный перевод того или иного специального, иногда и жаргонного термина. Последние недели перед испытаниями американцы работают в две смены, а нашим инженерам приходится работать в практически непрерывном режиме, иногда, заезжая в гостиницу только на три-четыре часа, да и там находясь на связи с испытательным стендом, на котором проводятся финальные операции отладки стендовых систем и агрегатов. Что касается всей заграничной экзотики, прелестей побережья Флориды, то с этой стороны жизни в США нашим инженерам все-таки удалось познакомиться, но только после проведения испытаний.

Работы по подготовке стенда велись круглосуточно. Две бригады рабочих из семи человек работали по 12 часов в смену. При этом рабочие находились под защитой профсоюза и за переработку в полуторократных сменах и в выходные дни они получали приличную доплату. Инженерный состав фирмы "Пратт-Уитни" профсоюза не имеет и поэтому трудился абсолютно ненормировано, иногда и по 18-20 часов, в том числе и в выходные дни. Официальной доплаты за переработку у инженеров тоже нет. Через каждые два часа для всех рабочих обязательны 10-минутный перерыв на отдых. Причем все одновременно и на любом этапе бросают работу и через 10 минут без задержек возобновляют её. Получасовой обеденный перерыв положен один раз в смену. Еду приносят с собой, пользуются СВЧ-печами и буфетом-автоматом (до ближайшей столовой 10 км). У бригады НПО Энергомаш рабочий день длился 10-12 часов, практически тоже без выходных. Обед доставлялся из столовой на рабочее место.

Следует отметить определенный универсализм американских рабочих-стендовиков. Бригады в равной мере занимались и механической, и электрической частью стенда, обслуживанием пнев-



Обсуждение хода подготовки к ОИ

могидросхемы стенда и заправкой пусковых ампул горючим. Непосредственную работу по управлению агрегатами стенда в пультовой у стоек управления при подготовке испытания, во время него и при межпусковом обслуживании также выполняют специалисты по пневмогидросхеме стенда, а не работники электрических специальностей. Последние обслуживают системы измерения и регистрации во время испытаний, а также компьютерную технику и системы телефотосъемки.

Единственной линией разграничения на стенде являлся интерфейс двигатель - стенд. Все работы на двигателе являлись прерогативой НПО Энергомаш. При этом по американским правилам к физическим работам на двигателе инженерный состав не допускается. Российские инженеры - не исключение. Поэтому в тех случаях, когда для выполнения каких-либо работ на двигателе требовалось одновременное участие нескольких человек, например, при монтаже пусковых ампул, нашему слесарю помогали американские рабочие. Опыт американских рабочих позволил им без переводчика выполнять указания нашего рабочего, безошибочно использовать нужный инструмент (российский, поскольку у американцев дюймовый стандарт) и выполнять технологические операции на двигателе. Задержек и недоразумений практически не было.

В течение недели после приезда бригады НПО Энергомаш на стенде были смонтированы основные магистрали окислителя и горючего до входов в двигатель, включая ресиверы. Не обошлось здесь без небольшого курьеза. Американцы, пользуясь разными отговорками, отказались показать нам чертежи стеновой магистрали окислителя, по которым мы хотели оценить ее жесткость и степень воздействия на двигатель при захлаживании. Впоследствии выяснилось, что наличие в магистрали расходомера являлось, по их мнению, ноу-хау, поскольку считалось, что у русских нет технологий измерения расходов криогенных жидкостей такой размерности.

Установка двигателя была произведена 20 сентября 1995 г., после чего начался процесс обвязки двигателя с подгонкой стеновых магистралей. Поскольку эти работы проводились не с макетом, как принято, а со штатным двигателем, были приняты меры по защите его от повреждений и попаданий загрязнений как на внешние поверхности двигателя, так и в его внутренние полости.

Затем проводятся контрольные проверки готовности стенда и двигателя к огненным испытаниям. Управление процессом подготовки и проведения испытаний производится из пультовой инженерного корпуса, расположенного приблизительно в 300 метрах от стенда. Наблюдение за стендом возможно только с помощью телекамер (12 штук). В том же корпусе расположена и система сбора, регистрации и обработки измерительной информации. Эта система собрана из электронного оборудования, отвечающего большинству требований в области современных технологий. Она позволяла принять, зарегистрировать и обработать электрические сигналы различного типа датчиков по 1000 каналам, включая аналоговые сигналы различного уровня, кодовые (цифровые), частотные, сигналы от датчиков быстропеременных параметров и др. Входящие в систему измерений устройства связи в полной мере обеспечивали электрическую стыковку с датчиками двигателя. Персональные компьютеры, входящие в систему сбора и обработки измерительной информации, включены в единую вычислительную сеть с компьютерами системы управления, службы метрологии, компьютерами конструкторских центров. Принятие и обработка измерительной информации могут быть проведены как в процессе работы двигателя, так и в любое другое последующее за испытанием время методом извлечения её из файлов банка данных. Обработать параметры, вывести информацию на дисплей компьютера, получить графики и таблицы можно на нескольких рабочих местах.

После завершения обвязки двигателя и монтажа стеновых систем 7 октября была проведена холодная проливка системы окислителя и двигателя жидким кислородом.

Наступают последние дни перед испытанием. Проходят засе-

дания специальных комиссий компании "Пратт-Уитни", подтвердивших готовность к проведению испытаний, затем из России приезжают руководители НПО Энергомаш, которые с удвоенной тщательностью и дотошностью проводят проверку всей выполненной работы, ее качество, ведь они прекрасно понимают сколько поставлено на карту: престиж и репутация ведущей российской фирмы, и не просто НПО Энергомаш, а всей российской космической отрасли.

И вот пришел день испытаний: 11 октября 1995 года. Все занимают свои места, кто за пультом управления, кто в зале наблюдения. Все в напряжении, но ни у кого не видно каких-либо проявлений неуверенности, сомнений в конечном успехе. И вот идут последние секунды обратного отсчета: три, два, один, пуск!

Видеокамеры показывают нам удивительную картину, не столь часто видную российским специалистам: из сопла двигателя вырываются потоки раскаленных газов, а с магистралью стеновых и двигательных систем медленно осыпается и падает на землю иней, образовавшийся на них при захлаживании. Изумительно и необычно выглядит сочетание ослепительного пламени, белого инея на фоне ярко-зеленой тропической растительности Флориды.



Огневые испытания РД-120 в США

Всего три секунды длится испытание: ведь двигатель предназначен для второй ступени и рассчитан на высотные условия на срезе сопла, и, хотя и предприняты некоторые меры, но работать большее время на уровне моря значит подвергать двигатель неоправданному риску. Наконец закончились эти три секунды, но кому-то они показались бесконечными...

Как и всегда после успешного завершения работы, потребовавшей огромных затрат сил и энергии, приходит ощущение глубочайшего удовлетворения, радости и счастья - то, на что рассчитывали и надеялись - достигнуто и выполнено успешно!

Итак, первое в истории огневое испытание российского жидкостного ракетного двигателя в США было успешно выполнено.

Далее с интервалами в неделю - 18 и 25 октября 1995 г. - без съёма со стенда были успешно проведены еще два испытания двигателя. На последнее испытание прибыли руководство "Юнайтед Технолоджис" во главе с президентом корпорации, представители ракетных компаний "Локхид-Мартин" и "Боинг", многочисленная пресса. Для гостей возле инженерного корпуса была сооружена специальная трибуна с VIP-ложей. Для лучшего обзора стенда с двигателем между трибуной и стендом вырубали кустарник на небольшом болотце. После испытания были проведены экскурсии гостей к стенду. Информация об испытании была достаточно широко представлена в прессе, в частности в "USA Today", которую во всех отелях США ежедневно кладут у двери каждого номера.

Конечной целью этих испытаний было не столько испытание нашего двигателя РД-120, сколько проверка на жизнеспособность сотрудничества американских и российских двигателистов, их способности в кратчайшие сроки решать возникающие технические проблемы, находя общий язык в ходе совместных работ.

И действительность превзошла наши мечты! Буквально через несколько месяцев после проведения этих огневых испытаний одна из крупнейших американских аэрокосмических компаний "Лок-

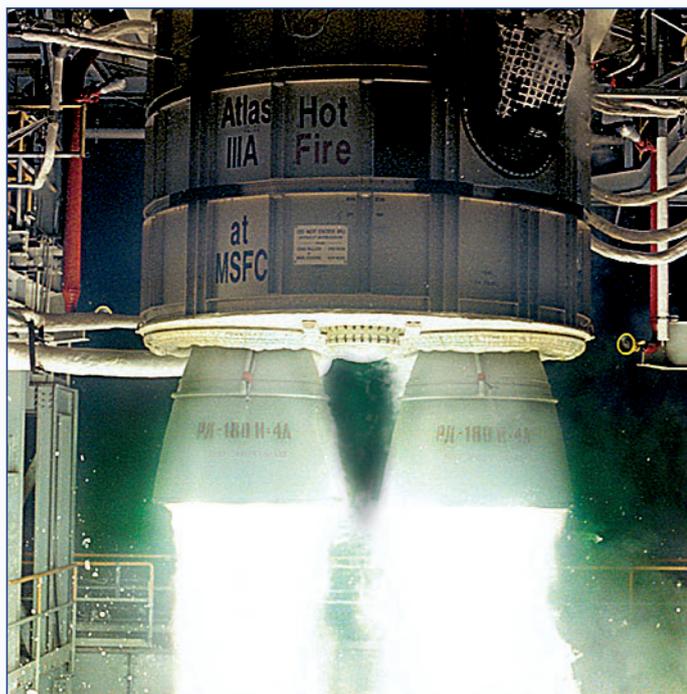
хид Мартин" объявила, что победителем в конкурсе на разработку двигателя для её модернизированной ракеты-носителя "Атлас" стал проект двигателя РД-180, предложенный НПО Энергомаш совместно с "Пратт-Уитни". Этот двигатель был основан на конструкции самого мощного в мире четырехкамерного двигателя РД-170, разработанного НПО Энергомаш для РН "Энергия" и РН "Зенит". Разработка двигателя РД-180 была осуществлена за три с половиной года. В мае 2000 года произошло другое историческое событие, тесно связанное с описываемыми событиями: впервые американская РН "Атлас IIIA" была запущена с использованием российского двигателя РД-180, а до этого в июле 1998 года на стенде Центра Маршалла НАСА в Хантсвилле было проведено первое огневое испытание российского ЖРД РД-180 в составе первой ступени РН "Атлас III". Всего в США было поставлено около 120 товарных двигателей РД-180, изготовленных на российской земле, успешно выполнено 105 пусков РН "Атлас III" и "Атлас V" с двигателем РД-180 на первой ступени. Все оставшиеся пуски РН "Атлас V" с российскими двигателями распланы между заказчиками.

Видимо можно сказать, что в конечном успехе программы двигателя РД-180 есть и определенный вклад успешных испытаний РД-120 - первых испытаний мощного серийного российского ЖРД в США!

Отметим здесь, что двигателисты из Самары совместно со специалистами компании "Аэроджет" также провели в США огневое испытание своего ЖРД НК-33, но на неделю позже нашего огневого испытания.

И еще несколько ценных результатов было получено при этих испытаниях.

Двигатель в течение 43 дней (с 20 сентября по 3 ноября) находился на стенде и подвергался воздействию окружающей среды в диапазоне температур 24...36 °С. В период ливневых дождей относительная влажность воздуха достигала 100 %. Сопловая часть двигателя нагревалась на солнце до 75 °С. Из-за близости к океану в воздухе и осадках содержалось достаточно много солей. В этих условиях на незащищенных наружных поверхностях элементов двигателя (сварных швах, штампованных и литых поверхностях, в основном в соединениях разнородных материалов) появилась коррозия. Тем не менее, двигатель работал безотказно. На поверхностях со штатным покрытием, в том числе и на сварных швах, и на внутренних поверхностях двигателя, защищенных консервационной средой (азотом), коррозии не было.



Огневое испытание ЖРД РД-180 в составе первой ступени РН "Атлас III" на стенде Центра Маршалла НАСА. Июль 1998 г.

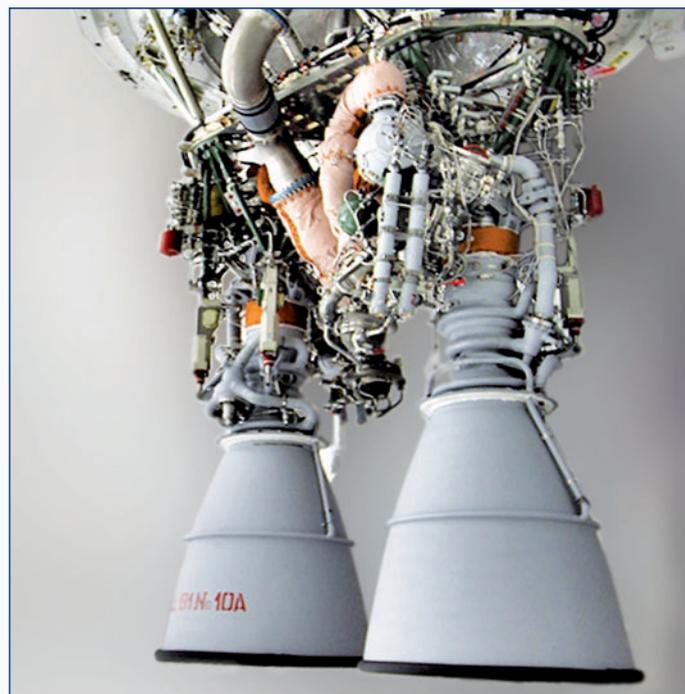
Это дало уверенность в надежной работе двигателя РД-120 в составе носителя "Зенит-3SL" по программе "Морской старт", где условия по морскому тропическому климату и времени пребывания в такой среде совпадали с условиями пребывания двигателя РД-120 на стенде компании "Пратт-Уитни". Последующая эксплуатация двигателя подтвердила его надежность.

Скажем здесь и о еще одном примере использования российского ЖРД разработки НПО Энергомаш на американской РН. По заказу компании Orbital Science Corporation (затем Orbital ATK, сейчас Northrop Grumman) в НПО Энергомаш была проведена разработка двигателя РД-181 для модернизированного варианта РН "Антарес". Два ЖРД РД-181 составляли двигательную установку первой ступени РН "Антарес". В очень короткое время была проведена разработка двигателя, его изготовление и сертификационные испытания. Первый пуск усовершенствованной РН "Антарес" с ЖРД РД-181 разработки НПО Энергомаш состоялся 17 октября 2016 года, всего было выполнено 13 успешных пусков этой модификации РН с выводом грузового КК "Cygnus" к МКС.

В заключении с уверенностью можно сказать, что испытания РД-120 в США стали частью той большой работы, которая была выполнена в НПО Энергомаш по созданию основ для нового поколения кислородно-керосиновых двигателей (РД-170, РД-171, РД-120, РД-180, РД-171М, РД-191, РД-120К, РД-151, РД-181 и др.), которые надежно работали и работают в составе семейств космических ракет-носителей нашей страны, США и Южной Кореи.



Пуск РН "Атлас III" с ЖРД РД-180



Двигательная установка из двух ЖРД РД-181 в составе первой ступени РН "Антарес"

XX ОЛИМПИАДА ПО ИСТОРИИ АВИАЦИИ И ВОЗДУХОПЛАВАНИЯ



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

21 апреля 2023 года в Москве, в зале заседаний Учёного совета Национального исследовательского университета "МЭИ" состоялся Молодёжный симпозиум XX Международной олимпиады по истории авиации и воздухоплавания им. А.Ф. Можайского, посвящённый 100-летию со дня образования гражданской авиации в СССР. Олимпиада проводится Союзом специалистов в области авиастроения "Союз авиастроителей", Академией наук авиации и воздухоплавания и Институтом истории естествознания 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 в ней участие. 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 33 регионов России - всего 278 человек. Приглашены

к участию в Молодёжном симпозиуме 10 человек и 2 региональных представителя из Республики Башкортостан.

20 апреля финалисты Олимпиады и региональные представи-

тели (с сопровождающими) посетили военный учебный центр НИУ "МЭИ". После экскурсии приняли участие в серии психологических тренингов и консультаций, направленных на сплочение команды и снятие излишнего эмоционального напряжения. Эти тренинги и консультации провела клинический психолог, специалист в области прикладного анализа поведения человека Алёна Толстогонова. По окончании тренингов ребята встретились со своими консультантами и потренировались в работе с презентационным оборудованием.



С.В. Гвоздев -
ведущий симпозиума

21 апреля участники Молодёжного симпозиума представили свои историко-исследовательские работы Жюри и гостям.

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 "Рэмвибро", действительный член Международной инженерной академии А.И. Бажанов; вице-президент Союза авиастроителей по образовательным и профориентационным проектам, директор международного института новых образовательных технологий РГГУ, к.т.н. 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; дирек-



Ректор МЭИ Н.Д. Роголев
приветствует участников
Молодёжного симпозиума



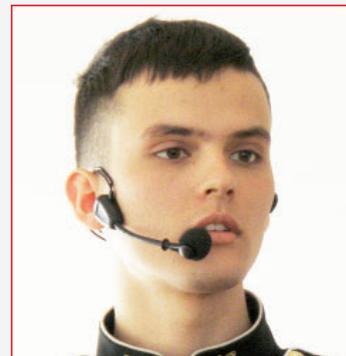
Успехов участникам симпозиума
пожелал президент Союза
авиастроителей Ю.С. Елисев



Сертификат победителя Первого тура Олимпиады получает Кирилл Прохоров



Данила Манахов



Михаил Тарасенко



Егор Сальников



Софья Вахитова



Николай Водолазов



Максим Ежов

тор проектного комплекса "Гражданская авиационная техника" Национального исследовательского центра "Институт имени Н.Е. Жуковского", д.т.н., академик Академии военных наук А.А. Пухов; руководитель Проблемной группы истории авиации Института истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова Российской академии наук, историк, писатель, к.т.н. Д.А. Соболев; д.т.н., 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); специалист в области аэрокосмической техники, к.т.н., доцент В.Н. Шауров.

В качестве почётных гостей в симпозиуме приняли участие: директор Международной аэрокосмической школы имени лётчика-испытателя У.Н. Султанова Л.А. Богданова; специалист Ассоциации технических университетов, ведущий аналитик межотраслевого учебно-научного центра технологического развития и евразийской интеграции МГТУ им. Н.Э. Баумана А.С. Друкаренко; инженер-испытатель вертолётов марки "Ми", писатель В.А. Голубев; начальник ЦМ ВВС Филиала ФГБУ "Центральный музей Военно-воздушных сил Российской Федерации" А.М. Зарубецкий; директор МБУК "Мемориальный музей В.П. Чкалова" И.А. Захарова; директор филиала ФГБУК "Государственный музей истории космонавтики имени К.Э. Циолковского" в городе Москве В.Г. Каркашадзе; председатель совета Фонда "Центр развития легкомоторной и малой авиации Ярославской области" В.Н. Корытов; президент Фонда М.Л. Миля Н.М. Миль; к.т.н., доцент кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и двигателей МГТУ гражданской авиации Ю.И. Самуленков; управляющий Фондом "Центр развития легкомоторной и малой авиации Ярославской области" В.И. Серебряков; к.э.н., профессор РАЕ, директор Союза промышленников и предпринимателей Заполярья, член рабочей группы правительственной комиссии по вопросам развития беспилотных

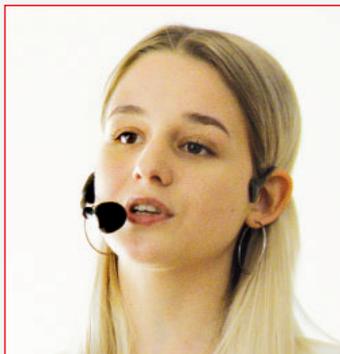
авиационных систем А.В. Федотовских; учитель высшей категории, руководитель проекта "Инженерный авиастроительный класс" ГБОУ города Москвы "Школа 1576" Н.А. Чернобаева.

Поддержать участников симпозиума приехали победители прошлых олимпиад: Э.А. Акопов, В.-А.В. Бадакова, Д.Д. Дебердеев, В.В. Дорожко.

В качестве экспертов были приглашены: д.т.н., ведущий научный сотрудник Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, профессор, академик РАЕ, генеральный директор ООО "Сенсорика" В.Е. Пряничников; к.ф.н., доцент, старший научный сотрудник сектора философских проблем творчества Института философии РАН, профессор РАЕ Е.И. Ярославцева.



Жюри внимательно слушает доклады участников Симпозиума



Алина Пашаева



Екатерина Кольванова



Айман Каримова



Дмитрий Тихонов

Все финалисты олимпиады получили сертификаты победителей Первого тура. Участникам симпозиума вручили сувениры от Компании "Модельер"; авиамодели от компании "Звезда"; книги д.и.н., профессора Рязанского государственного университета им. С.А. Есенина А.Ф. Агарева; заслуженного лётчика-испытателя СССР, Героя Советского Союза, В.Н. Кондаурова; военного лётчика, авиажурналиста, почётного члена Авиационного содружества "Свети Илия", кавалера Почётного Золотого знака пилота ВВС и ПВО Армии Сербии, профессора Р.Д. Тонкович (Республика Сербия) и от Фонда содействия авиации "Русские Витязи"; небольшие призы от Н.М. Миль; книги и сувениры от Союза промышленников и предпринимателей Заполярья.

Летняя аэрокосмическая школа им. космонавта-испытателя СССР У.Н. Султанова учредила бесплатные путёвки для финалистов олимпиады, которые были вручены Н.А. Водолазову и Е.О. Сальникову.

Победителями двадцатой Олимпиады стали:

1 место - Водолазов Николай Александрович, 15 лет, город Саратов (ГБУ Саратовской области дополнительного образования "Областной центр экологии, краеведения и туризма"). Тема историко-исследовательской работы: *"История создания летательного аппарата "ЭКИП", объединившего в себе самолёт, экраноплан и аппарат на воздушной подушке"*;



Награждение Николая Водолазова - победителя XX Олимпиады

2 место - Тарасенко Михаил Станиславович, 18 лет, город Мурманск (филиал Нахимовского военно-морского училища Министерства обороны Российской Федерации). Тема историко-исследовательской работы: *"Летающее крыло - перспектива будущей авиации России"*;

3 место - Пашаева Алина Яшаровна, 18 лет, город Астрахань (Астраханский государственный технический университет, факультет среднего профессионального образования). Тема историко-исследовательской работы: *"Вертолётный спорт. История возникновения и рекорды"*.

Жюри приняло решение и наградило дополнительными призами:

- за творческий подход к раскрытию темы - Данилу Манахова, 14 лет, город Таганрог (Центр технического творчества города Таганрог). Тема историко-исследовательской работы: *"Первый в мире пассажирский реактивный самолёт 3 класса Як-40"*;

- за отражение темы подвига в мирное время - Егора Сальникова, 13 лет, город Ярославль (Средняя школа № 37 с углублённым изучением английского языка). Тема историко-исследовательской работы: *"Что мы знаем о подвигах лётчиков в мирное время?"*;

- за отражение вклада выдающихся деятелей в развитие отечественной авиапромышленности - Максима Ежова, 18 лет, город Курмертау (Авиационный технический колледж). Тема историко-исследовательской работы: *"Может ли один учёный или организатор изменить ход развития авиастроения или авиастроительного предприятия (на примере конкретной личности)?"*.

Призы победителям Олимпиады предоставили: Союз авиастроителей г. Москва; Гаврилов-Ямский машиностроительный завод "Агат", Ярославская область; Фонд содействия авиации "Русские Витязи", г. Москва; Часовая производственная компания "Romanoff", г. Москва.

Отдельным призом кафедры "Инновационные технологии наукоемких отраслей" Национального исследовательского университета "Московский энергетический институт" "За комплексное исследование" награждён Михаил Тарасенко, город Мурманск (Филиал Нахимовского военно-морского училища Министерства обороны Российской Федерации). Тема историко-исследовательской работы: *"Летающее крыло - перспектива будущей авиации России"*.

Участнику симпозиума Егору Сальникову вручён символический "ключ на старт". При помощи поворота реального "ключа на старт" подготовка запуска ракеты-носителя переводится в автоматический режим. Этот сувенир, по мнению вручившего его члена Союза авиастроителей, победителя олимпиады в прошлом, ныне сотрудника Главной оперативной группы российского сегмента Центра управления полётами Роскосмоса В.В. Дорожко, должен символизировать старт самого юного участника симпозиума в авиацию или космонавтику.

Приз зрительских симпатий по итогам голосования читателей на сайте вручён Егору Попову, 14 лет, город Таганрог (Центр технического творчества города Таганрог). Тема историко-исследовательской работы: *"Бе-200 "Альтаир" - важная веха в развитии гидроавиации России"*.

В подготовке и проведении Молодёжного симпозиума принимали участие российские организации: Авиакосмофонд; Академия наук авиации и воздухоплавания; Акционерное общество "МСЗ-Салют", г. Москва; Астраханский государственный технический университет; Журнал "Крылья Родины"; Институт истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН; Компания "Звезда", Московская область; Компания "Модельер", г. Москва; Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет); Научно-технический журнал "Двигатель"; Национальный исследовательский университет "МЭИ"; Пермский авиационный техникум им. А.Д. Швецова; Рекламное агентство "Garuss-Print" г. Москва; Российский государственный гуманитарный университет; Уфимский университет науки и технологий; Фонд содействия авиации "Русские Витязи", г. Москва; Часовая производственная компания "Romanoff", г. Москва.



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 - 6-2022)

Вновь вернёмся в далёкие теперь 50-е годы прошлого века, когда Советский Союз вместе с Т-54 передал КНР несколько лёгких плавающих танков ПТ-76. Напомним, что в это же самое время китайские танкостроители приступили к созданию легкого танка для участия в боевых действиях в южных районах Китая, и впоследствии на вооружении китайской армии появился танк Туре 62. Но плавающего танка у них не было. Поэтому, для начала китайские конструкторы сделали свой вариант ПТ-76 - Туре 60, опираясь на отечественные возможности промышленности, имеющиеся материалы и освоенные технологии.



Испытания Туре 60 - ПТ-76

Ходовая часть танка Туре 60 применительно к одному борту состояла из шести опорных катков и ведущего колеса заднего расположения с несъемными зубчатыми венцами. Подвеска индивидуальная, торсионная. Передние и задние узлы подвески оснастили гидравлическими амортизаторами. С целью повышения плавучести опорные катки и направляющие колеса выполнялись пустотелыми. Одноступенчатые водометные движители снабжались пятилопастными рабочими колесами диаметром 340 мм. Забор воды осуществлялся через два закрытых решетками окна в днище танка. При движении по болотистой местности имела возможность одновременного использования гусеничного и водометного движителей, что существенно повышало проходимость.

Башня внешне полностью походила на башню ПТ-76, да и 76-мм нарезная пушка внешне не отличалась, но это был китайский аналог советской Д-56Т (боекомплект - 40 снарядов).

В качестве силовой установки применили дизельный двигатель мощностью 240 л.с., которых хватало для движения плавающего танка по шоссе только со скоростью 44 км/ч, а на воде обеспечивать максимальную скорость не более 10,2 км/ч.

Но начавшиеся в 1959 году испытания этой машины показали, что проще не устранять выявленные проблемы, а приступить к разработке новой машины.

В новом проекте (заводской индекс WZ-211) сохранена классическая компоновку: в передней части корпуса находится отделение управления (место механика-водителя смещено к левому борту, а справа от него находится стеллаж для выстрелов орудия), в центре - боевое отделение с башней (в ней командир танка и наводчик размещались слева, а заряжающий - справа от пушки), в корме - моторно-трансмиссионное отделение.

Корпус и башня танка сварные. Геометрические размеры корпуса танка Туре 63 почти соответствовали танку Туре 60. Но он имеет несколько большее водоизмещение благодаря уменьшению длины бортовых бронелистов, расположенных под углом

к продольной плоскости (это было сделано из-за увеличившихся размеров подбашенной коробки). Верхний и нижний лобовые листы также имеют другой угол наклона (верхний - больше, а нижний - меньше).

И если корпус сваривался из стальных броневых листов, то с изготовлением башни пришлось повозиться. Дело в том, что на плавающий танк решили ставить тоже вооружение, что и на лёгкий танк Туре 62. Но взять литую башню (и пушку) с этого танка не получалось из-за слишком большой её массы. Литые башни с более тонкими стенками не получалось из-за отсутствия отработанной технологии. Тогда решение нашли в изготовлении башни сваркой из литых, катаных и штампованных стальных броневых элементов. Внутренние габаритные размеры новой башни в точности соответствовали башне танка Туре 62, и всё внутреннее оборудование и вооружение было смонтировано без труда. Но такое бронирование могло обеспечить только противопульную защиту экипажа и механизмов, так как толщины броневых деталей корпуса составляли от 10 (борта, крыша, корма, днище) до 14 (нижняя лобовая деталь) миллиметров. Верхняя лобовая деталь имела толщину 11 мм и угол наклона 60° к вертикали и дополнительно защищалась волноотражающим щитком, который при движении по суше укладывался на неё. У башни толщина стенок составляла от 32 до 50 мм.

Вооружение WZ-211 состояло из 85-мм нарезной пушки Туре 62-85ТС (в боекомплект пушки вошло 47 выстрелов - бронебойные, бронебойно-фугасные, кумулятивные, осколочно-фугасные и дымовые боеприпасы, размещённые в корпусе танка) и спаренного с ней 7,62-мм пулемета Туре 59 (боекомплект - 2000 патронов). На крыше башни смонтирован зенитный 12,7-мм пулемет Туре 54 (боекомплект - 500 патронов). Пушка танка не имеет стабилизатора. Приводы наведения башни ручные и электрические, подъёмный механизм пушки только ручной. Углы наведения в вертикальной плоскости составляют от -5° до +18°. Орудие снабжено эжектором для продувки ствола после выстрела. Максимальная дальность стрельбы орудия - 12 200 м, дальность прямого выстрела - 1870 м. Скорострельность 3-5 выстр./мин.

Ходовая часть танка (одного борта) без поддерживающих катков состоит из шести опорных катков, ведущего колеса заднего расположения и направляющего колеса переднего расположения. Подвеска опорных катков - индивидуальная торсионная.

В моторно-трансмиссионном отделении расположен 6-цилиндровый дизельный двигатель жидкостного охлаждения мощностью 240 л.с. Коробка передач простая механическая (пять скоростей вперед и одна задняя). В трансмиссии предусмотрен отбор мощности на реактивные водометные движители, расположенные в кормовой части корпуса.

Этот плавающий танк под индексом Туре 63 был выпущен очень малой серией. В следующей модернизации в этом танке 6-цилиндровый двигатель заменили на 12-цилиндровый V-образный дизель жидкостного охлаждения мощностью 402 л.с. при 2000 об/мин, который являлся дефорсированным вариантом двигателя 12150L (520 л.с.) танка Туре 59.

Модернизированный танк под индексом Туре 63-1 был запущен в серийное производство в 1963 г. При массе танка 18,4 т танк развивал максимальную скорость при движении по шоссе 64 км/ч, на плаву 12 км/ч. Топлива в баках ёмкостью 545 л было достаточно для преодоления 370 км по суше и 120 км по во-

де. На корме корпуса была предусмотрена установка дополнительных бочек.

Для повышения боевой эффективности в середине 1970-х годов на танки Туре 63-1 установили примитивную систему управления огнем: простейший баллистический вычислитель и лазерный дальномер, крепившийся над маской пушки (измерение дальности производилось в пределах от 300 до 3000 метров). Модификация получила обозначение Туре 63-2, и до этого уровня были доведены все плавающие танки армии Китая.



Туре 63-2

В дальнейшем, в целях повышения огневой мощи плавающего танка на него установили 105-мм нарезную пушку. Для уменьшения импульса отдачи (из-за низкой массы башни) на конце дульной части сделали отверстия, выполняющие функцию дульного тормоза. Для продувки канала ствола был применён эжектор. Установка новой пушки потребовала внести изменения в переднюю часть башни. По-прежнему и пушка, и прицелы не имели стабилизаторов, поэтому прицельная стрельба была возможна только с места. Стрельба могла вестись всеми стандартными 105-мм боеприпасами, в том числе бронебойными подкалиберными снарядами. Одновременно установили новый 12,7-мм зенитный пулемет W-85 с более высокими характеристиками.

Несколько изменился и внешний вид: задняя и боковые части башни охвачены решетчатой корзиной для имущества, изменены форма и толщина волноотражательного щитка, а на борту была предусмотрена навеска резино-тканевых экранов, которые обеспечивали дополнительную защиту ходовой части и улучшили обтекаемость ходовой части при преодолении водных преград. Боевая масса танка возросла до 19 тонн. Модернизированный плавающий танк получил название Туре 63А.



Туре 63А

К концу прошлого века было выпущено более полутора тысяч танков разных модификаций, треть из которых КНР поставила армиям Вьетнама, Камбоджи, КНДР, Мьянмы и Шри-Ланки.

Из Советского Союза в Китай вместе с ПТ-76 было поставлено некоторое количество плавающих гусеничных бронетранспортеров БТР-50П и техническая документация для серийного производства. Основные узлы и агрегаты, а также ходовая часть разрабатываемого БТР (заводской индекс) WZ-511 были унифицированы с создаваемым в то время китайскими конструкторами плавающим танком Туре 60. Принятый на вооружение БТР под названием Туре 66 был предназначен для перевозки десанта и тяжелого вооружения.

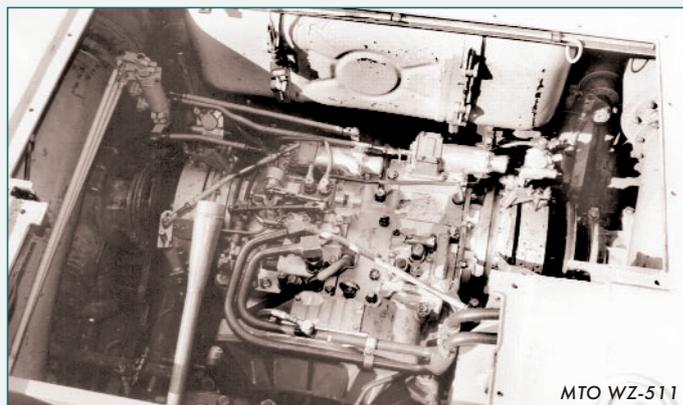
Герметичный корпус коробчатой формы сварен из катаных броневых листов толщиной от 6 до 13 мм. В средней части корпуса, где расположены места экипажа и десанта, находится открытая бронерубка с вертикальными бортами. Бронирование обес-

печивает защиту экипажа только от стрелкового оружия и легких осколков. В передней части корпуса находится отделение управления. Место механика-водителя находится по центру, а слева от него находится командирская башенка казематного типа, выступающая из лобового листа рубки. За местами экипажа установлены три большие поперечные скамьи на 18 человек и еще два места спереди - справа от водителя.

В вертикальном кормовом листе рубки оборудована двустворчатая дверь, через которую производится погрузка тяжелого вооружения. Для этого на крыше моторно-трансмиссионного отделения имеются специальные направляющие балки, складные аппарели и крепления, а внутри рубки оборудована специальная лебедка с приводом от двигателя. Через открытые двери по установленным направляющим при помощи лебедки в рубку через корму могут загружаться 122-мм гаубица, 57- или 76-мм противотанковая пушки. Возможны различные варианты перевозки вооружения и личного состава, в том числе: 20 человек десанта; 76-мм пушка Туре 54 (аналог советской ЗиС-3) или 57-мм пушка Туре 55 (ЗиС-2) с боекомплектом 25 выстрелов и 5 человек расчета; 85-мм пушка Туре 55 (Д-44) и 2 человека.

Штатного вооружения на БТР нет, но было предусмотрено место для пулемета Туре 67 и 1250 патронов к нему. Десант может вести огонь из своего личного оружия поверх бортов или через специальные лючки.

В моторно-трансмиссионном отделении, которое расположено в кормовой части корпуса БТР и изолировано от десантного водонепроницаемой перегородкой, размещены двигатель с обслуживающими системами, трансмиссия, водометы, два топливных бака, водооткачивающие насосы и другое оборудование. Установленный 4-тактный дизель жидкостного охлаждения В-6 советской разработки мощностью 240 л.с. производился в Китае.



МТО WZ-511

Топлива в баках ёмкостью 250 л хватало на 260 км при движении по шоссе и на 70 км по воде. Максимальная скорость движения БТР массой 14,2 т по шоссе составляет 45 км/ч, на плаву - до 10 км/ч. Механическая трансмиссия состоит из главного двухдискового фрикциона сухого трения, пятискоростной коробки передач с постоянным зацеплением шестерен, бортовых фрикционов, редукторов отбора мощности на водометы и бортовых редукторов.

Подвеска БТР индивидуальная торсионная с гидроамортизаторами на передних и задних узлах подвески. Ходовая часть состоит из 6 однорядных опорных катков на борт. Катки сделаны полыми и имеют резиновые бандажы. Ведущее колесо заднего расположения имеет несъёмный зубчатый венец. Для движения на плаву Туре 66 снабжен двумя водомётами. Водомётные движители выполнены одноступенчатыми с пятилопастными рабочими колесами диаметром 340 мм с установленными за ними лопатками спрямляющего аппарата. Забор воды насосами водометов производится из-под днища бронетранспортёра через два окна, закрытых решетками. Выброс воды при движении вперед осуществляется через два кормовых окна, при движении назад - через два щелевидных окна, находящихся на бортовых листах корпуса при закрытых бронезаслонками кормовых окон. Конструкция трансмиссии допуска-

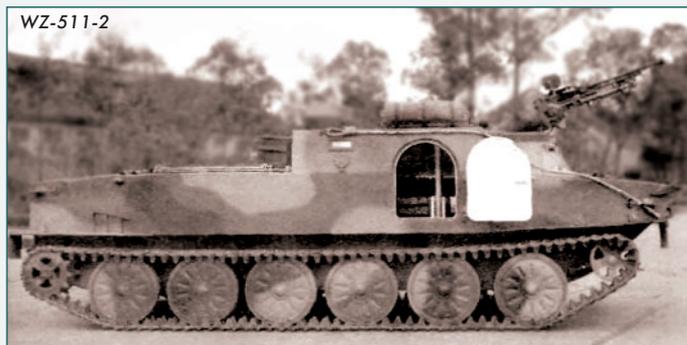
ет одновременную работу гусеничного движителя и водомётов, что обеспечивает хорошую проходимость по болотам.

Плавающих бронетранспортёров Туре 66 было выпущено мало по причине прекращения работ по танку Туре 60. Решение разрабатывать танк Туре 63 повлекло за собой принятие решения о создании плавающего бронетранспортёра уже на его базе.

Создаваемый в начале 1970-х годов новый бронетранспортёр создавался исключительно на базе плавающего танка Туре 63, взяв от него ходовую часть, водоизмещающий корпус и двигательную установку. Корпус сварной из катаных стальных броневых листов имеет отличия от танка в носовой и средней части, где была сооружена высокая рубка, в которой находилось отделение управления и десантное отделение. В задней части корпуса - моторно-трансмиссионное отделение. Бронирование машины по-прежнему обеспечивает защиту экипажа только от пуль стрелкового оружия и осколков, так как толщина лобовых листов составляет 14 мм, а бортов, крыши и днища - 6...10 мм.

Если место механика-водителя на Туре 66 находилось по центру, то теперь его сместили к левому борту (как и на танке Туре 63, а место командира перенесли на правую сторону, причём командирская башенка выступает из лобового листа рубки. На ней установлен 12,7-мм пулемёт на турели, при необходимости огонь из него ведёт командир.

Количество десантников уменьшено до 16 человек, которые располагаются на трёх поперечных скамьях, расположены внутри рубки. Для входа и выхода имеется герметично закрываемая дверь в правом борту. Было два варианта БТР: WZ-511-1 без крыши над десантным отделением и WZ-511-2 с крышей, в которой находились два больших прямоугольных люка для десанта.



WZ-511-2

Бронетранспортёр без крыши над десантным отделением предназначен для перевозки тяжелого вооружения (как и Туре 66): буксируемых 76-мм и 85-мм пушек, 122-мм гаубиц и других орудий с полным боевым расчётом (5 - 8 человек). Артиллерийский боекомплект перевозился частично - например, всего 25 выстрелов к 122-мм гаубице). Как и на предыдущем БТР для загрузки орудия на колёсном ходу на крыше моторно-трансмиссионного отделения имелись складные рампы и направляющие балки. Втягивалось на корпус погружаемое орудие при помощи лебёдки. Боекомплект, находящийся вместе с орудием, можно было использовать по назначению - вести стрельбу из орудия прямо с корпуса БТР (при этом рампы выступа-



WZ-511-1

ют в роли сошника). При задании ТЗ на БТР не предусматривалась стрельба с БТР на плаву, но в ходе испытаний такие стрельбы были устроены, и они показали не только возможность стрельбы, но и успешного поражения целей.

Бронетранспортёр WZ-511-2 предназначался только для перевозки десанта и, при необходимости, до 2 т груза на крыше МТО.

В моторно-трансмиссионном отделении расположен 12-цилиндровый дизельный двигатель водяного охлаждения 12150L2 (дефорсированный до 400 л.с.), а также обслуживающие двигатель системы, топливные баки и два водомёта. В трансмиссии предусмотрен отбор мощности через редукторы на водомётные движители.

Ходовая часть бронетранспортера аналогична танку Туре 63.

После принятия на вооружение бронетранспортеры получили название Туре 77-1 и Туре 77-2. БТР с открытым десантным отделением было выпущено мало, так как позднее появились специальные самоходные плавающие артустановки на их базе, а Туре 77-2 было выпущено более 700 машин.



Учения НОАК:
Туре 77-2 на переднем плане;
Туре 63-2 на заднем

На базе Туре 77 были выпущены различные машины, в том числе: БРЭМ, 122-мм самоходная артиллерийская установка Туре 89 (PLZ-89), самоходная пусковая установка ПКР "Шанью 1" (SY-1), самоходная пусковая установка ЗРК "Хун Ци 2J" (HQ-2J), 35-мм зенитная самоходная установка.

БРЭМ создана на базе БТР Туре 77-1 и её изготовление осуществлялось путём переоборудования этих машин по мере вывода их из боевого состава. Рубку сделали меньшей высоты и закрыли крышей, на которой установили поворотную платформу с кран-стрелой и люки. Над МТО оборудовано место для размещения и закрепления необходимого оборудования или перевозимого вооружения. В кормовой части имеются специальные сошники.



БРЭМ Туре 77-1

Конструкция плавающего бронетранспортёра имела настолько большой модернизационный потенциал, что даже в 80-х годах прошлого века она пригодилась для создания на её базе САУ, основное предназначение которой было в поддержке механизированных соединений на поле боя, уничтожая противника на средних и больших дистанциях. В САУ применили копию советской 122-мм буксируемой гаубицы Д-30, которая в Китае выпускалась серийно под обозначением Туре 86 (W86).

Компоновка создаваемой САУ отличалась от компоновки БТР, но полностью соответствовала традиционной схеме с моторно-трансмиссионным отделением, расположенным в передней части корпуса справа. Слева от него находился механик-водитель, а за ним - командир. Боевое отделение с башней кругового вращения находилось в задней части. Внутри башни - три человека боевого расчёта. Основное вооружение - 122-мм гаубица с длиной ствола 32 калибра, имевшая новые щелевой дульный тормоз и конструкцию люльки, приспособленной для установки в башне. Внутри боевого отделения САУ размещён боезапас, состоящий из 40 выстрелов. Используемые снаряды - бронебойные и осколочно-фугасные. Так, 120-мм оперенные бронебойные снаряды с трассером и поддоном отделяющегося типа имели начальную скорость 725 м/с и пробивали установленный на дальности 2 км бронелист из гомогенной катаной стали толщиной 60 сантиметров. Максимальная дальность стрельбы стандартным осколочно-фугасным снарядом составляет 18 км, а снарядом с донной выемкой и ведущим пояском с готовыми нарезками - 21 км. Боевая скорострельность составляет 6 - 8 выстр./мин.



Туре 89

Точность стрельбы обеспечивается системой управления огнём с цифровым вычислителем, набором датчиков и дневным/ночным электронно-оптическим прицелом. Справа на крыше башни расположена вращающаяся башенка с прибором наблюдения и турельная установка с 12,7-мм зенитным пулемётом.

Корпус и башня имеют сварную конструкцию и обеспечивают защиту экипажа от пуль стрелкового оружия и лёгких осколков.

Дизельный двигатель водяного охлаждения 12V150L12 мощностью 450 л.с. обеспечивает 20-тонной САУ скорость по шоссе до 60 км/ч. Запаса топлива хватало на 500 км. При помощи специальных навесных приспособлений САУ Туре 89 может преодолевать водные препятствия вплавь, но без собственного движителя.



Туре 89, вид сзади

Помимо боевых машин, имеющих внешний облик, да и внутреннее содержание очень схожее с советскими танками и БМП, китайские разработчики пытались создать и "собственные" конструкции. Среди них можно назвать гусеничный бронетранспортёр Туре 63 (заводской индекс YW531), разработка которого началась в 1960 г. Основная цель - создать БТР для доставки пехоты на расстояние последнего броска и последующей огневой поддержки её действий. Кроме того, БТР должен иметь проходимость как у лёгких танков, и ещё быть дешёвым благодаря использованию некоторых узлов уже серийно производившейся бронетехники. На момент начала проектирования, которое велось практически с нуля, БТР получил обозначение Туре 60 (заводской индекс WZ-531).

В конструкции ходовой части были использованы элементы плавающего БТР Туре 66 (БТР-50П) и танка Туре 60 (ПТ-76), среди которых можно назвать: пустотелые катки и узлы торсионной подвески.

В 1963 году проект бронетранспортера пересмотрели и дали новое название - Туре 63. Главные изменения коснулись компоновки корпуса. Для того, чтобы обеспечить более рациональное расположение двигателя и трансмиссии и обеспечить выход десанта через кормовую часть, моторное отделение сдвинули ближе к середине и вправо, а перед ним расположили место командира машины. Механик-водитель находится в передней части корпуса слева от командира. Третий член экипажа (стрелок) - сзади механика водителя, у него свой люк, над которым вместо 7,62-мм пулемёта установили крупнокалиберный - 12,7-миллиметровый.

Уже на следующий год были выпущены первые опытные образцы машин, но их доводка продолжалась до конца 1960-х гг. - сказалось отсутствие опыта. После завершения испытаний и устранения выявленных проблем было начато его серийное производство.



Туре 63

Катаные бронеброневые листы корпуса машины соединены методом сварки и защищают экипаж и десант от огня стрелкового оружия, осколков артиллерийских снарядов и мин малого калибра. Корпус имеет относительно низкий силуэт, его высота всего 1,9 м. Верхний лобовой лист установлен под большим углом наклона, крыша корпуса не горизонтальная, а имеет небольшое повышение к корме. У двух нижних лобовых листов угол установки меньше, ещё меньше наклон бортовых листов корпуса. А кормовая стенка с большой дверью установлена вертикально. Через неё осуществляется посадка и спешивание 11 - 13 пехотинцев.

В моторно-трансмиссионном отделении первоначально устанавливался китайский вариант V-образного 12-цилиндрового советского дизеля В-2, устанавливаемого на танк Т-34-85 (Туре 58), у которого число цилиндров сократили с 12 до 8. Впоследствии на экспортных вариантах его заменили на выпускающийся по лицензии четырехтактный 8-цилиндровый дизельный двигатель воздушного охлаждения с турбонаддувом BF8L413F германской фирмы Deutz.

В составе ходовой части, использующей торсионную подвеску, применили четыре опорных катка на борт, а также направляющие колеса заднего расположения и ведущие колёса переднего распо-

ложения. Верхние ветви гусениц прикрыли металлическими фартуками. При движении по шоссе машина массой 12,6 т может преодолеть 500 км со скоростью 60 км/ч. На воде бронетранспортёр Туре 63 может передвигаться благодаря перематыванию гусениц, что позволяет развивать скорость только до 6 км/ч. Для морской пехоты была создана модификация БТР - Туре 63С, оборудованная водным двигателем и съёмными модулями для повышения плавучести.

На базе Туре 63 создано семейство боевых и вспомогательных машин, включающее командно-штабную, санитарную, 130-мм реактивную систему залпового огня Туре 70 MRL (заводской индекс WZ303), 82- и 120-мм самоходные миномёты, а также 122-мм самоходную гаубицу Туре 70 SPH (заводской индекс WZ302).



В то же самое время, когда на базе БТР Туре 77 создавалась 122-мм САУ Туре 89, китайские конструкторы на базе Туре 63 разрабатывали ещё одну САУ (WZ302), в которой применили ту же 122-мм гаубицу Туре 54, но без увеличения длины ствола. Первый вариант САУ имел, как и БТР Туре 63, четыре катки на борт, но затем подвеску сделали пятикатковой (что привело к увеличению длины корпуса САУ), причём катки сделали меньшего диаметра и дополнительно установили три поддерживающих ролика. При этом первый, второй и пятый катки оснастили амортизаторами. Заднее колесо было направляющим, переднее - ведущим.

Гаубица монтировалась в кормовой части корпуса в открытой рубке на месте десантного отделения, т.е. без башни. По этой причине круговое вращение отсутствовало, а ствол гаубицы имел углы горизонтальной наводки только по 45° в каждую сторону, максимальный угол вертикальной наводки, благодаря достаточно высокому расположению люльки гаубицы, достигал 80°.



Общий возимый боекомплект составлял 50 снарядов, в том числе осколочные, осколочно-фугасные и кумулятивные снаряды. Дальность прямого выстрела 122-мм гаубицы составляла 660 метров, а максимальная дальность стрельбы осколочно-фугасными снарядами - 11,8 км. Кумулятивные снаряды могли пробить 200-мм

броню. Максимальная скорострельность гаубицы составляла 5 - 6 выстрелов в минуту. Дополнительное вооружение на САУ представлено 7,62-мм пулеметом, боекомплект которого состоял из 1000 патронов. САУ не имела автоматизированной системы ведения огня, наведение осуществлялось экипажем установки полностью в ручном режиме.

Моторное отделение и отсек управления САУ располагались в передней части машины, где слева находилось место механика-водителя, а справа - командира САУ. Остальной экипаж самоходки располагался в задней части машины в десантном отделении.

Корпус самоходки был выполнен из 12-мм броневых листов. В задней части корпуса располагалась дверь, которая обеспечивала доступ заряжающих к орудию и осуществлялся погрузка боеприпасов. Экипаж машины состоял из 7 человек: механика-водителя, командира, наводчика и двух пар заряжающих.

Двигатель располагался в отдельном отсеке за местом командира САУ. На САУ устанавливались те же самые двигатели, как и на исходный БТР: сначала 6-цилиндровый 6150L мощностью 260 л.с., а затем 8-цилиндровый дизель BF8L413F. Последний разгонял САУ WZ302 (получившей после принятия на вооружение название Туре 70) массой 15,3 т до 56 км/ч при движении по шоссе (топлива хватало на 450 км) и до 5 км/ч на плаву, благодаря перематке гусениц. Но если БТР Туре 63 был плавучим, то САУ Туре 70 удерживался на плаву с помощью специальных понтонов.



После принятия на вооружение китайской армии было изготовлено не более 200 САУ Туре 70.

По всей вероятности, конструкторам так понравились новое шасси САУ Туре 70, что было принято решение сделать на этом шасси 130-мм РСЗО с тридцатью трубчатыми направляющими. После принятия на вооружение эта машина получила название Туре 85, но было их изготовлено меньше, чем РСЗО Туре 70 MRL.



Помимо китайской армии БТР Туре 63 и другие машины, созданные на его базе, поставлялись в вооружённые силы Албании, Ирака, КНДР, Пакистана, Судана, Танзании, Таиланда, Вьетнама и Заира, и до сих пор находятся на вооружении.

Завершая обзор по лёгким танкам, создаваемых в Китае во второй послевоенный период, остановимся на проекте WZ-141, целью которого было оснащение воздушно-десантных войск НОАК легким истребителем танков, другой бронетехники и живой силы в тылу противника. В течение 1975 прошло несколько совещаний по отработке концепции нового танка и в январе следующего года в Научно-исследовательском институте бронетанковых войск была создана группа конструкторов, которой поручили спроектировать и изготовить прототип танка. Опытный образец лёгкого танка WZ-141 был изготовлен к декабрю 1977 года.



Первый прототип WZ-141

Корпус танка из пластин алюминиевого сплава был цельносварным. Водитель располагался в передней левой стороне корпуса, а справа от него находился моторный отсек. В верхнем лобовом

листе корпуса над двигателем имелся большой люк, обеспечивающий доступ к нему и трансмиссии. За водителем находилось место командира. На крыше корпуса в задней его части была установлена башня, в которой находился наводчик.

Верхняя часть гусениц закрыта боковыми юбками, в передней части которых установлены фары, а на полках юбок установлены инструментальные ящики.

Ходовая часть каждого борта имела пять сдвоенных прорезиненных опорных катков и два поддерживающих ролика. Ведущие колёса находились спереди, а направляющие - сзади. Гусеницы были узкими и на них установлены резиновые накладки. В качестве силовой установки на WZ-141 был применён роторный (?) бензиновый двигатель TZ2120A мощностью 176 л.с.

По бокам плоской башни установлены две трубы безоткатных орудий Туре 75 калибра 105 мм (китайский аналог американского безоткатного орудия M40). В боекомплект входило восемнадцать снарядов: бронебойно-кумулятивные и осколочно-фугасные. Дополнительное вооружение - установленный на верхней части башни в зенитной установке 12,7-мм пулемет Туре 77.

Изготовленный прототип через некоторое время был дополнен двумя направляющими для противотанковых управляемых ракет НУ-73 (китайский аналог советской ПТУР 9М14 "Малютка"). Боекомплект ПТУР состоял из четырёх ракет - две находились на направляющих, две - внутри корпуса. ПТУР НУ-73 имела эффективную дальность стрельбы 3 км и могла пробить 500-мм броню.



Первый прототип WZ-141 с ПТУР НУ-73

Испытания подтвердили, что прототип имеет слабую защиту - корпус выдерживал попадание 7,62-мм патрона только с дистанции более 100 м, а что можно было ждать от алюминиевого корпуса? Но попутно выяснилось, что прототип не может плавать по воде, правосторонняя установка двигателя сместила центр тяжести вправо. В ходе 1000-км пробега выявились проблемы и у двигателя: большой расход топлива (бензина), высокая температура масла и низкая надёжность в целом, что, вероятно, подтверждает попытку использовать роторно-поршневой двигатель для обеспечения большой подвижности WZ-141.

Боевые стрельбы, проведённые для проверки эффективности безоткатного орудия Туре 75, подтвердили его точность и огневую мощь, но выявили ряд проблем его применения на WZ-141: неудобство эксплуатации; отсутствие автоматического заряжания снижало скорострельность; необходимость большой зоны (50...100 м) за пусковыми трубами для обеспечения безопасности военнослужащих и другой боевой техники; реактивная струя из труб при выстреле демаскировала позицию.

В итоге испытания получили удовлетворительную оценку, а замечания и проблемы были переданы проектной группе для улучшения конструкции WZ-141.

У второго прототипа, построенного к концу 1978 г., изменился внешний облик, но самые большие изменения претерпела башня, у которой лобовая часть получила больший наклон, а трубы безоткатного орудия и направляющие ПТУР установлены на правой стороне. Башня обеспечивала угол возвышения 12° и снижения 5°. Благодаря установленной на втором прототипе гидропневматической системе подвески, танк мог изменять клиренс на 230 мм, а также увеличивать или уменьшать углы возвышения орудия.

Ненадёжный двигатель WZ2120A был заменен на западногерманский дизель Deutz F6L413F с воздушным охлаждением, благодаря которому машина разогналась до 80 км/ч.

Второй прототип на испытаниях показал лучшие результаты, но остались некоторые проблемы, например, медленная перезарядка (порядка 20 с). Но на их решение у государства уже не было денег, и программа была свёрнута.



Второй прототип WZ-141

И несколько слов о попытке китайских танкостроителей построить тяжёлый танк. Для этого снова вернёмся в конец 50-х гг., когда в НОАК были на вооружении советские ИС-2 и ИС-3. Своих таких не было, тогда как в СССР уже были Т-10. И в 1960 году началась проектирование тяжёлого танка WZ-111. И хотя его внешность была смесью ИС-2, ИС-3 и Т-10, но по техническим характеристикам он соответствовал ИС-3.

Носовую часть корпуса сделали типа "щучий нос" аналогично ИС-3. Ходовая часть как у ИС-2 и ИС-3, но с увеличением числа опорных катков до семи. Силовая установка - копия силовой установки ИС-3. Трансмиссия взята от ИС-2. Башня должна была быть от Т-10, но со 122-мм пушкой ИС-3 с добавлением эжектора.

Опытный образец собрали в 1960 году, но без башни, т.к. не удавалось расположить в башне узлы, агрегаты и экипаж. На испытаниях выявилась недостаточная прочность корпуса, хотя масса WZ-111 была как у ИС-3 - 49 тонн. Укрепление рёбрами жесткости успеха не имели. Кроме того, танк не имел хороших динамических характеристик из-за недостаточной удельной мощности двигателя. В начале 60-х годов во всех странах разработки тяжёлых танков прекратились, в 1964 году прекратил их и Китай, остановив все работы по проекту WZ-111.



WZ-111

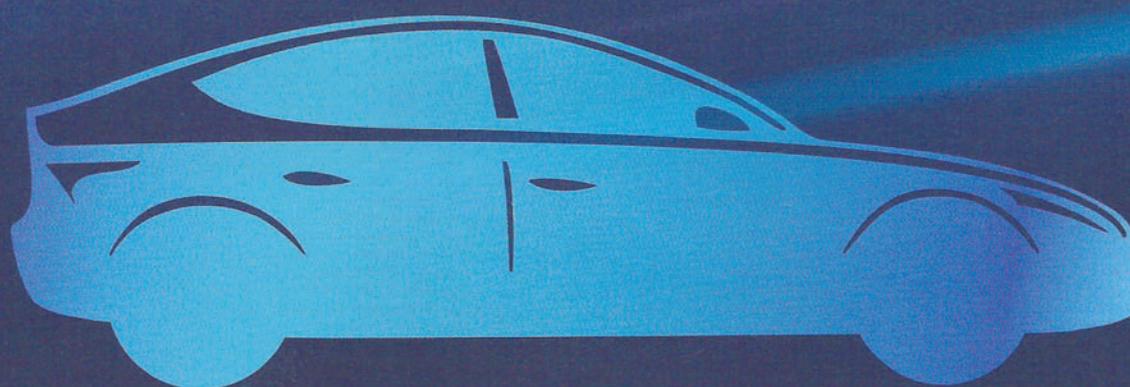
В следующем номере рассмотрим основные боевые танки второго послевоенного поколения Польши и Швейцарии. 

(Продолжение следует.)

MIMS automobility MOSCOW

Международная выставка запасных частей,
автокомпонентов, оборудования и товаров
для технического обслуживания автомобиля

19 – 22 августа 2024
ЦВК «Экспоцентр», Москва



Организатор

ITEMF
EXPO

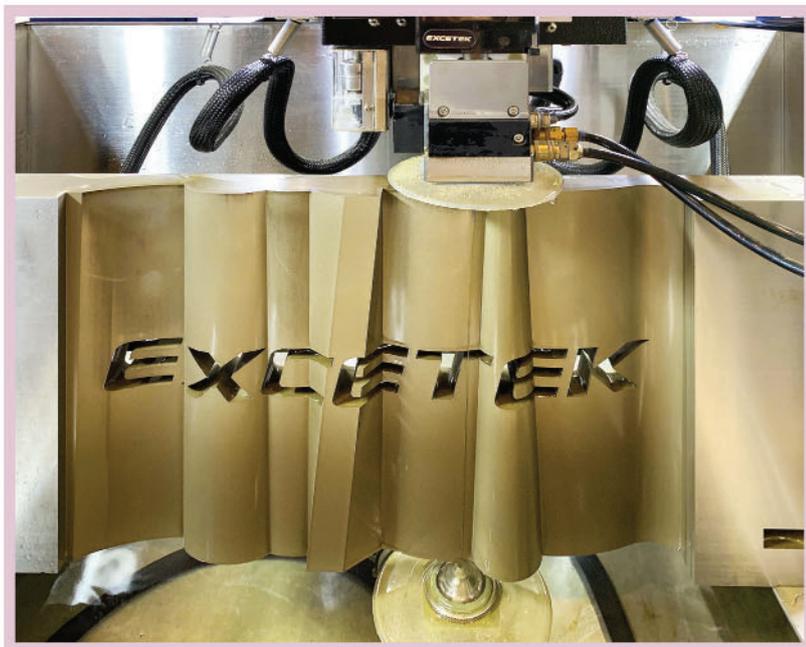


www.mims.ru

ЭЛЕКТРОИСКРОВЫЕ (электроэрозионные) СТАНКИ

+ проволочно-вырезные
+ прошивные
+ супердрели

 **EXCETEK**



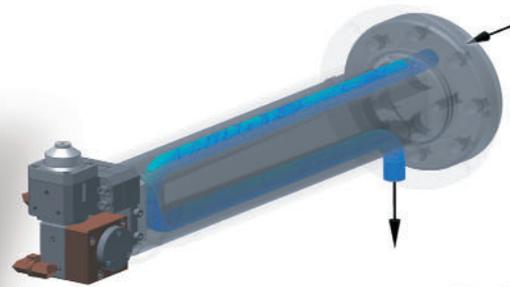
**ПЕРЕДОВЫЕ
ТЕХНОЛОГИИ
ЭЛЕКТРОЭРОЗИИ ОТ
ВЕДУЩЕГО ТАЙВАНЬСКОГО
СТАНКОСТРОИТЕЛЯ
МИРОВОГО УРОВНЯ**

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



Ra 0,18 мкм

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



CE

ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭНДОСКОПИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ИЗМЕРИТЕЛЬНЫМ МОДЕЛИРОВАНИЕМ



ВНЕСЕН В ГОСРЕЕСТР СИ № 89037-23

