

Fieri faciendo opere (Дело делается делающими дело)

ДВИГАТЕЛЬ
Журнал с 1907 г.

2007 2005 2004



Научно-техническое издание по освещению проблем в промышленности

2016



Памятная медаль
к 100-летию
Г.М. Борнева

2010



Медаль АМКОС
"Преодоление"



Редакционный совет

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

Business is doing business

РЕДАКЦИЯ

Главный редактор

Александр Иванович Бажанов
член-корреспондент Российской и
Международной инженерных академий

Заместитель главного редактора

Дмитрий Александрович Боев

Ответственный секретарь

Александр Николаевич Медведь, к.т.н.

Финансовый директор

Юлия Валерьевна Дамбис

Редакторы:

Александр Аркадьевич Гомберг,
Ирина Михайловна Иванова,
Андрей Иванович Касьян, к.т.н.
Юрий Романович Сергей, к.т.н.

Литературный редактор

Эрнст Галсанович Намсараев

Художественные редакторы:

Александр Николаевич Медведь
Владимир Николаевич Романов

Техническая поддержка

Ольга Владимировна Лысенкова, к.пед.н.

В номере использованы

фотографии, эскизы и рисунки:

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

Адрес редакции

журнала "Двигатель":

111116, Россия, Москва,
ул. Авиамоторная, 2.

Тел./Факс: (495) 362-3925.

dvigatell@yandex.ru

boeff@yandex.ru

aib50@yandex.ru

www.dvigately.ru

Электронная версия журнала (2006-2016 гг.)
размещается также на сайте Научной электронной
библиотеки www.elibrary.ru и включена в индекс РИНЦ

УЧРЕДИТЕЛЬ И ИЗДАТЕЛЬ

ООО "Редакция журнала "Двигатели"©

генеральный директор Д.А. Боев

зам. ген. директора А.И. Бажанов

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

Мнение редакции не всегда совпадает с мнением авторов.

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

Журнал "Двигатель", рекомендован экспертными советами ВАК по техническим наукам, механике, машиностроению и машиноведению, энергетическому, металлургическому, транспортному, химическому, транспортному, горному и строительному машиностроению, авиационной и ракетно-космической технике в числе журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертации на соискание ученой степени доктора и кандидата наук. Индекс 1630 в общероссийском Перечне 2015 г.

Научно-технический журнал "Двигатель"©

зарегистрирован в ГК РФ по печати.

Пер. № 018414 от 11.01.1999 г.

18-й (110-й) год издания.

Отпечатано

ЗАО "Фабрика Офсетной Печати" Москва.

Тираж 5 000 экз.

Периодичность: 6 выпусков в год.

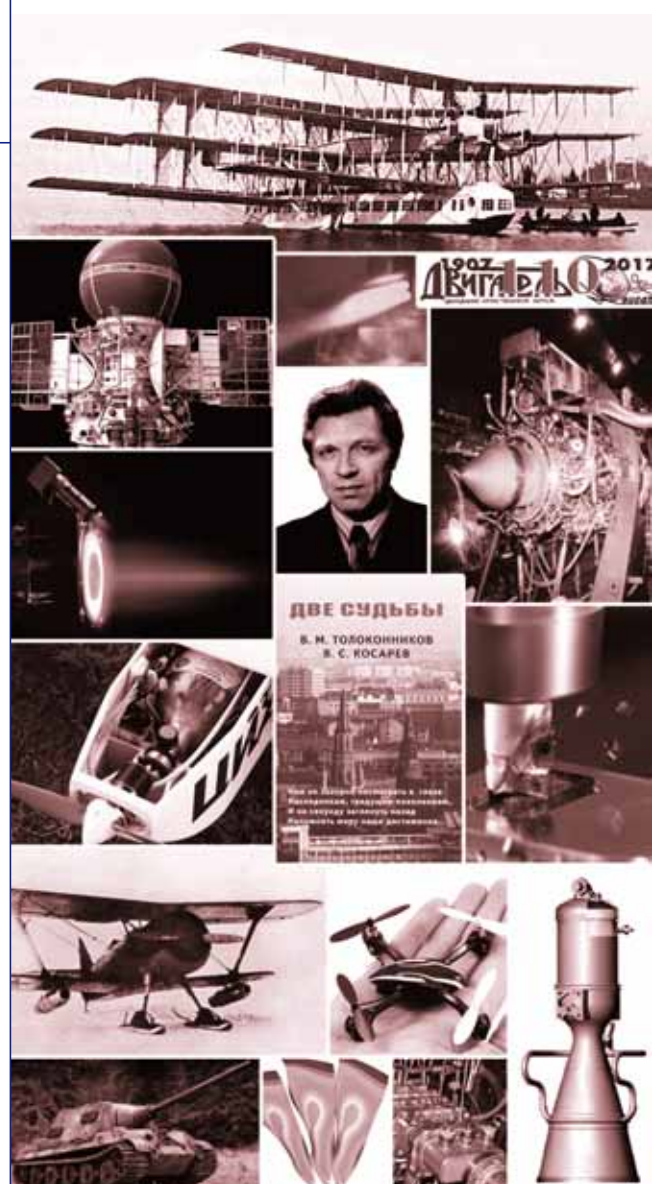
Цена свободная.

1907 **ДВИГАТЕЛЬ** 2017
научно-технический журнал

К 110-ЛЕТИЮ ЖУРНАЛА "ДВИГАТЕЛЬ"

СОДЕРЖАНИЕ

- 2 Основные итоги научно-технической деятельности ЦИАМ в 2016 году и задачи на 2017 год**
М.В. Гордин, В.И. Бабкин, А.И. Ланшин
- 10 Некоторые проблемы разработки малоэмиссионных камер сгорания и пути снижения эмиссии оксидов азота**
А.Ю. Васильев
- 14 Турбулентность. Новая интерпретация второго закона термодинамики и теорема векторного анализа о соотношении движений**
Ю.М. Кочетков
- 18 Многофункциональная концевая фреза со сменными пластинами**
- 19 Серия DCCC - надёжные инструменты с жёсткой конструкцией корпуса для высокоэффективного фрезерования**
- 20 Обеспечение безопасности в мире мобильных устройств**
И.А. Нестеров, А.И. Касьян, А.Н. Медведь
- 24 Отделение "Газовой динамики и теплофизики" - "Лаборатория Чёрного" в ЦИАМ**
А.Н. Крайко, С.Ю. Крашенинников
- 30 В развитие статьи "Заметки к вопросу о перспективных движителях" ("Двигатель" №4 2015)**
Д.А. Боев, А.В. Ефимов
- 32 Турбулентность газовых гигантов**
Ю.М. Кочетков, А.И. Бажанов
- 36 Утро вечера мудрёнее**
В.И. Гуров
- 38 Тридцать три года в ракетной технике: Первая межконтинентальная и первая космическая ракета Р-7**
В.Ф. Рахманин
- 47 Разработка МБР "АТЛАС"**
- 48 ПВРД - дополнительные моторы**
Д.А. Соболев
- 52 Танки от и до**
О.Н. Брилёв



2017 год - 110 лет со дня выхода первого номера журнала "Двигатель"
и 100 лет окончания выхода журналов этой серии

Январь		Февраль		Март		Апрель	
Пн	1 9 16 23 30	Пн	6 13 20 27	Пн	6 13 20 27	Пн	3 10 17 24
Вт	2 9 17 24 31	Вт	7 14 21 28	Вт	7 14 21 28	Вт	4 11 18 25
Ср	4 11 18 25	Ср	1 8 15 22	Ср	1 8 15 22 29	Ср	5 12 19 26
Чт	5 12 19 26	Чт	2 9 16 23	Чт	2 9 16 23 30	Чт	6 13 20 27
Пт	6 13 20 27	Пт	3 10 17 24	Пт	3 10 17 24 31	Пт	7 14 21 28
Сб	7 14 21 28	Сб	4 11 18 25	Сб	4 11 18 25	Сб	8 15 22 29
Вс	8 15 22 29	Вс	5 12 19 26	Вс	5 12 19 26	Вс	9 16 23 30
Май		Июнь		Июль		Август	
Пн	1 8 15 22 29	Пн	5 12 19 26	Пн	3 10 17 24 31	Пн	7 14 21 28
Вт	2 9 16 23 30	Вт	6 13 20 27	Вт	4 11 18 25	Вт	8 15 22 29
Ср	3 10 17 24 31	Ср	7 14 21 28	Ср	5 12 19 26	Ср	9 16 23 30
Чт	4 11 18 25	Чт	1 8 15 22 29	Чт	6 13 20 27	Чт	3 10 17 24 31
Пт	5 12 19 26	Пт	2 9 16 23 30	Пт	7 14 21 28	Пт	4 11 18 25
Сб	6 13 20 27	Сб	3 10 17 24	Сб	1 8 15 22 29	Сб	5 12 19 26
Вс	7 14 21 28	Вс	4 11 18 25	Вс	2 9 16 23 30	Вс	6 13 20 27
Сентябрь		Октябрь		Ноябрь		Декабрь	
Пн	4 11 18 25	Пн	2 9 16 23 30	Пн	6 13 20 27	Пн	4 11 18 25
Вт	5 12 19 26	Вт	3 10 17 24 31	Вт	7 14 21 28	Вт	5 12 19 26
Ср	6 13 20 27	Ср	4 11 18 25	Ср	1 8 15 22 29	Ср	6 13 20 27
Чт	7 14 21 28	Чт	5 12 19 26	Чт	2 9 16 23 30	Чт	7 14 21 28
Пт	1 8 15 22 29	Пт	6 13 20 27	Пт	3 10 17 24	Пт	1 8 15 22 29
Сб	2 9 16 23 30	Сб	7 14 21 28	Сб	4 11 18 25	Сб	2 9 16 23 30
Вс	3 10 17 24	Вс	1 8 15 22 29	Вс	5 12 19 26	Вс	3 10 17 24 31



ОСНОВНЫЕ ИТОГИ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЦИАМ В 2016 ГОДУ И ЗАДАЧИ НА 2017 ГОД

ФГУП "ГНЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова"; **Михаил Валерьевич Гордин**, генеральный директор,

Владимир Иванович Бабкин, к.т.н., первый заместитель генерального директора,

Александр Игоревич Ланшин, д.т.н., научный руководитель, заместитель генерального директора ЦИАМ

Авиадвигателестроение в высокоразвитых странах относится к одной из стратегически важных отраслей промышленности, обеспечивающей высокий уровень технологического развития государства. Авиационный двигатель создается в 1,5–2 раза дольше планера и определяет его летно-технические характеристики. Затраты на создание двигателя примерно равны стоимости создания планера. Для новых двигателей требуется опережающая отработка новейших критических технологий. Тематические работы ЦИАМ ориентированы на доведение работ в области разработки конкретных технических решений и критических технологий для двигателей до высокой степени зрелости.

The Aeroengine industry in developed countries, is one of the strategically important industries, providing a high level of technological development of the state. An aircraft engine is created in 1.5–2 times longer than the glider and determines its performance characteristics. The cost of creating the engine is approximately equal to the cost of the glider. New engines require priority development of modern critical technologies. Thematic work CIAM is focused on bringing investigations in the development of specific technical solutions and critical technologies for engines to a high degree of maturity.

Ключевые слова: авиадвигателестроение, финансирование, критические технологии, программы.

Keywords: the Aeroengine industry, funding, critical technology, programs.

С начала своей деятельности в 1930 году наш институт теснейшим образом связан с процессом проектирования, создания и научного сопровождения в эксплуатации отечественных авиационных двигателей. Не даром среди организаторов ЦИАМ им. П.И. Баранова были практически все работавшие в тот момент в нашей стране разработчики авиационных моторов и виднейшие деятели авиационной науки. С течением времени менялась применяемая в авиации техника, и вектор приложения сил коллектива также менялся в соответствии с изменением вызовов прогресса. Конкретное содержание нашей деятельности становилось иным, хотя суть её оставалась прежней.

В настоящее время научно-техническая деятельность Государственного научного центра Российской Федерации ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова" (с 2016 года он входит в ФГБУ "НИЦ "Институт имени Н.Е. Жуковского") осуществляется в следующих основных направлениях:

- прогнозирование основных направлений развития авиационных двигателей (АД) с учетом достижений и развития мировой авиационной науки и техники;
- совместная с заинтересованными НИИ, ОКБ и промышленными организациями разработка предложений в проекты государственных и федеральных целевых программ развития авиационной техники, а также планов разработки научных проблем на базе перспективных научных исследований;
- в интересах разработки и производства АД новых поколений, создание и накопление научно-технического задела на основе фундаментальных, системных и поисковых НИР, технологических и экспериментальных работ;
- научно-техническое сопровождение создания конкретных АД, их узлов и систем. Проведение научно-технических и технологических экспертиз разработок в области авиационных двигателей в соответствии с действующими нормативными правовыми актами Российской Федерации. Разработка заключений по техническим предложениям и проектам по созданию новых АД, оценка научно-технической реализуемости заявленных характеристик и технического уровня создаваемой техники, в том числе сравнение с существующей и разрабатываемой отечественной и зарубежной техникой.

Рассмотрим конкретное содержание практической деятельности ЦИАМ им. П.И. Баранова, наполнявшее эти основные направления в 2016 году.

Научно-техническое сопровождение создания новых и модификации существующих авиационных двигателей

В 2016 г. в числе приоритетных были сертификационные и инженерные испытания, целью которых являлось создание ТРДД нового поколения ПД-14. Они включали испытания двигателей ПД-14 № 100-08 и 100-10 в термобарокамере (ТБК) высотного стенда Ц-1А ЦИАМ, во время которых проводились:

- исследование высотно-скоростных характеристик двигателя,
- тензометрирование лопаток вентилятора с контролем отсутствия автоколебаний,
- проверка управляемости и качества регулирования САУ ТРДД на установившихся и медленно изменяющихся режимах,
- проверка работоспособности и предварительной оценки теплового состояния топливной системы;
- оценка теплового состояния элементов конструкции ТРДД,
- вибрографирование корпусов двигателя,
- оценка работы системы охлаждения двигателя в высотных условиях,
- оценка розжига камеры сгорания и процесса запуска двигателя в условиях, имитирующих высокогорный аэродром,
- проверка отсутствия виброгорения в камере сгорания на стационарных и квазипереходных режимах работы двигателя,
- оценка работоспособности и предварительной проверки тепло-

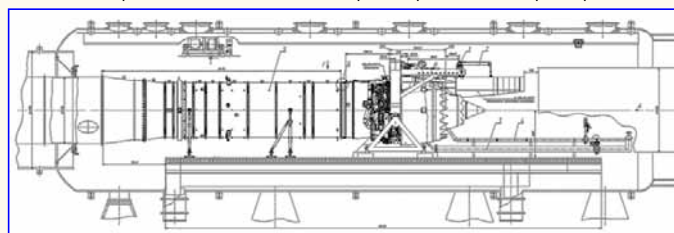


Рис. 1. Схема постановки двигателя ПД-14 на стенд Ц-1А ЦИАМ

вого состояния системы смазки и суфлирования в высотных условиях.

Параллельно на стендах института шла поузловая доводка двигателя. В частности, проведено уникальное прочностное испы-

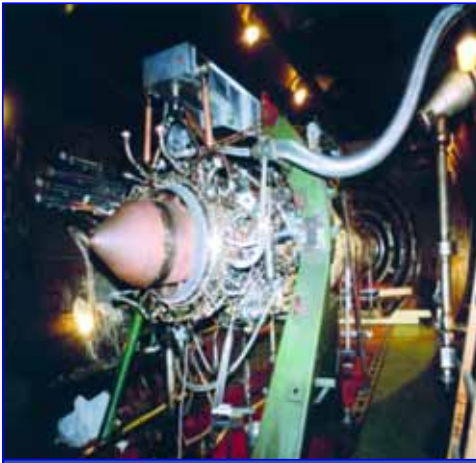


Рис. 2 Испытания экспериментального газогенератора на стенде Ц4-Н ЦИАМ

тание с обрывом лопатки вентилятора ПД-14 на специально модернизированном для этих целей разгонном стенде Т14-01. Выполнен комплекс экспериментальных работ по формированию банка данных по конструкционной прочности перспективных сплавов и композиционных материалов (КМ).

В обеспечение создания новых двигателей государственной

авиации на стендах ЦИАМ проведены испытания демонстраторов узлов - вентилятора, компрессора высокого давления, камеры сгорания, турбины, форсажной камеры - и газогенератора проектируемого двигателя, подготовлены заключения на эскизно-технические проекты для Государственной комиссии.

Отмеченные результаты испытаний стали возможны только благодаря проведенной в 2016 году реконструкции значительного числа стендов и испытательных установок института, включая высотные стенды Ц-1А и Ц-4Н, стенда Т14-01 для испытаний вентилятора на попадание крупной птицы (в декабре проведено наладочное испытание) и др. В 2017 г. завершение работ по модернизации указанных высотных стендов будет осложнено их большой испытательной нагрузкой.

Большой объем работ выполнен на высотных стендах московской площадки (УВ-3К, У-10М, У-9М, У-7М) при испытаниях двигателей разных типов: малоразмерных ГТД (МГТД), вспомогательных силовых установок (ВСУ), авиационных поршневых двигателей (АПД). Следует отметить, что наработка этих стендов составила более 800 газовых часов. Это почти в 1,5 раза превысило рекордную для постсоветского периода наработку 2015 года.

За прошедший год выполнены расчетно-экспериментальные работы, подготовлены заключения в обеспечение проведения летных испытаний, государственных испытаний и сертификации двигателей ПД-14, ТВ7-117С, ВК2500-ПС03, проектируемых изделий государственной авиации, в том числе новых вертолетов: Ка-62, Ми-28Н, Ми-38 и др. Прошел ряд важных работ по исследованию дефектов, разработке мероприятий по их предотвращению, увеличению ресурсов, эксплуатируемых двигателей ПС-90А, НК-12, РД-33, АЛ-31, а также импортозамещению двигателей зарубежного производства семейств Д18Т, АИ20ТЛ и некоторых других.

На уникальном для нашей страны гиперзвуковом стенде Ц-16ВК проведены исследования высокоскоростных двигателей в



Рис. 3 Испытания на стенде Ц-16ВК по теме ВГС в рамках проекта Hexafly-Int

рамках европейского проекта Hexafly-Int (число Маха: $M=7,4$, скоростной напор - 24 кПа) и масштабной индийской модели DRDL ($M = 6$, скоростной напор - 22 кПа). Работы по этим проектам будут продолжены в 2017 году.

Всего в 2016 г. выпол-



Рис. 4 Участие ЦИАМ в 7-й и 8-й рамочных программах ЕС

нено более 50 договоров по работам, связанным с научно-техническим сопровождением создания и модернизации отечественных и зарубежных авиационных двигателей.

Создание научно-технического задела в интересах разработки и производства авиационных двигателей новых поколений

К особенностям авиационных двигателей как технических объектов относится возможность "тройного" использования технологий, отдельных узлов и агрегатов, газогенераторов и в целом двигателей: в интересах гражданской и государственной авиации, а также для наземных газотурбинных установок (ГТУ) разного назначения (приводы электростанций, газоперекачивающих агрегатов и др.), что существенно повышает диверсификацию авиадвигателестроительной промышленности.

Поэтому опережающее создание научно-технического задела (НТЗ) для перспективных авиадвигателей и ГТУ, конструкционных материалов, электронных систем управления, диагностики и др., а также развитие средств и методов, повышающих характеристики двигателей на всех этапах их жизненного цикла, играет важнейшую роль для обеспечения стратегической и экономической безопасности России на государственном уровне.

С учетом длительных сроков создания АД (в 1,5...2 раза больше времени по сравнению с созданием планера и других составляющих ЛА) для авиационного двигателестроения формирование НТЗ по определению должно носить опережающий характер с достижением пятого и шестого уровней готовности технологий (УГТ) к

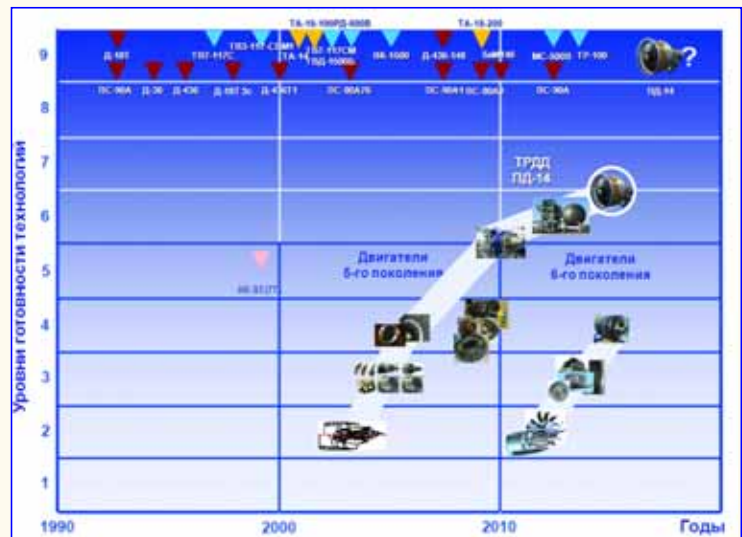


Рис. 5 Создание научно-технического задела для двигателей гражданского назначения

моменту закладки нового ЛА. Совершенно очевидно, что, не обладая необходимым уровнем технологической готовности к созданию современного авиационного двигателя, невозможно создать конкурентоспособные образцы. При высоком уровне технологической готовности разработанных перспективных технологий ведущие производители авиационных двигателей в состоянии создать конкурентоспособный двигатель для пассажирского самолета в относительно короткий промежуток времени: за 3...5 лет.

К моменту формирования ФЦП "Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 годы и на период до 2015 года" изменения в экономике России, произошедшие в начале 1990-х годов, привели отечественное авиадвигателестроение в состояние системного кризиса. С учетом того, что самолет Ту-154М, обеспечивавший самые массовые перевозки, к тому времени уже не мог конкурировать с западными аналогами В737 и А320, остро встала проблема скорейшего создания НТЗ для отечественного ближне-среднего магистрального самолета (БСМС) нового поколения. При этом главные преимущества ожидалось за счет применения ТРДД с высокой степенью двухконтурности нового поколения. Ретроспективно события выглядели следующим образом.

Разработка НТЗ в обеспечение создания такого конкурентоспособного двигателя для нового семейства БСМС началась в 1999 г. по инициативе руководства ЦИАМ (генеральный директор - д.т.н., проф. В.А. Скибин). 26 января 1999 г. решением совещания руководителей предприятий авиационного двигателестроения России по вопросам создания НТЗ в обеспечение разработок перспективных авиационных двигателей для повышения целенаправленности и комплексности работ в качестве базового объекта разработки НТЗ был выбран ТРДД нового поколения тягой около 12 тс для БСМС.

В 2000-2002 гг. ЦИАМ при постоянном контакте с ОКБ и заводами (СНТК им. Н.Д. Кузнецова, "Авиадвигатель", ММП "Салют", НПП "Мотор", ЗМКБ "Прогресс", "Мотор-Сич") провел работу по выявлению облика узлов и наиболее актуальных ключевых технологий. Основным результатом этой работы стало определение технических обликов двух вариантов ТРДД (с редукторным и с прямым приводом вентилятора), разработка проектов их основных узлов и выявление ключевых технологий создания перспективных конкурентоспособных двигателей.

В феврале 2002 г. Росавиакосмос утвердил "Программу создания научно-технического задела в обеспечение разработки ТРДД нового поколения (5 поколения) для магистральных самолетов гражданской авиации", основу которой составили предложения по изготовлению и экспериментальной отработке модельных узлов и элементов, разработанных ЦИАМ. Работы по этой Программе начали финансироваться с 2004 г. в рамках НИР "Программа НТЗ" (2004 - 2006 гг.) и затем НИР "Демонстраторы" (2006 - 2011 гг.). В результате их выполнения были созданы модели широкохордных вентиляторов (С178-1, С179-1/2), типовые высоконагруженные ступени КВД (К-11, Д-66М, Д-70), модельные шевронные сопла, реверсивные устройства и др. В рамках НИР "Демонстраторы" впервые совместно с ОАО "Авиадвигатель" вышли на 4 - 5 уровень технологической готовности в результате создания экспериментальных узлов: полноразмерной кольцевой камеры сгорания и сверхвысокоперепадной одноступенчатой ТВД.

Большая часть научно-технического задела, сформированного в указанных работах (при крайне ограниченном уровне финансирования) на 3 - 5 уровне технологической готовности, была использована при создании экспериментального газогенератора ПД-14 (2009 г.).

Значительное продвижение в плане создания НТЗ для перспективных отечественных двигателей было получено в 2009 - 2011 гг. при выполнении НИР "Технологии" и "Освоение" (головной исполнитель - ОАО "УК "ОДК" при активном участии "Авиадвигателя", ЦИАМ, ВИАМ, "УМПО", "ПМЗ", "НПЦ газотурбостроения "Салют" и др.). В 2012 г. созданный НТЗ реализован при создании в рекордные для нашей страны сроки (3 года) демонстрационного двигателя по программе ПД-14.

В 2011 г. ЦИАМ на конкурсной основе получил право на выполнение в период 2011-2012 гг. пяти новых НИР: "Топливная экономичность", "Надежность-ДГА", "Экология-ДГА", "Эксперимент-2015" и "Двигатель-2025", утвержденных Минпромторгом России. При этом, если первые четыре НИР были нацелены, главным образом, на научно-техническое обеспечение создания двигателей семейства 9...18 тс, то НИР "Двигатель-2025" впервые была направлена на формирование НТЗ для двигателей следующего (6-го) поколения, ввод в эксплуатацию которых ожидается после 2025 - 2030 гг.

Впервые с начала Программы в рамках НИР "Двигатели-2025" были предусмотрены работы по формированию НТЗ также для малых двигателей (МГТД), включая ВСУ разных типов, а также и АПД для малой авиации и беспилотных ЛА гражданского назначения.

Основные направления развития авиационных двигателей в предыдущие десятилетия были связаны с оптимизацией термодинамического цикла: повышением давления в цикле, температуры газа перед турбиной, коэффициентов полезного действия узлов, снижением потерь полного давления во входных и выходных устройствах. Актуальной тенденцией стало последовательное повышение степени двухконтурности двигателей. Важными резервами для улучшения топливной и весовой эффективности двигателей были и остаются улучшение свойств конструкционных материалов, совершенствование схем охлаждения, внедрение композиционных материалов. Перспективным направлением развития двигателей стало создание интеллектуальных узлов с активным управлением рабочим процессом. Однако дальнейшее совершенствование авиационных двигателей в рамках традиционных компоновок столкнулось с возрастающими трудностями при недоста-

Шифр НИР	Содержание работы
Двигатель 2016	разработка и экспериментальные исследования демонстраторов узлов двигателей 2020 - ТРДД, МГТД, АПД, ВСУ
Перспектива 2016	технологии двигателей 2030 годов (ТРДД, МГТД, АПД, ВСУ, САУ)
ТРДД 2016	облик и технологии узлов ТРДД большой тяги, новая экспериментальная база для этого двигателя
Здоровье 2016	задачи прочности, надежности, ресурса, диагностики, детали из КМ, НТД и др. для двигателей 2020 гг., НТД
Испытания 2016	развитие методов и средств экспериментальных исследований авиадвигателей, их узлов и систем
БСДВ	разработка бортовых систем диагностики вертолетов
СУ	разработка системы коллективного проектирования СУ в составе самолета
Кобра-2	разработка и испытания биротативного закапотированного винтовентилятора
НРУ-2	разработка и испытания надроторных устройств для вентиляторов ТРДД

Таблица 1

точно высоком относительном итоговом эффекте.

В 2013 - 2015 гг. выполнены НИР "Перспектива" (НТЗ для авиационных двигателей (ТРДД, МГТД, АПД) 2020-х годов), НИР "Концепт 2030" (НТЗ для самолетных силовых установок 2025 - 2030 гг.), НИР "Здоровье" (НТЗ в области прочности, надежности, безопасности, ресурса и эксплуатационной технологичности), НИР "Дыхание" (НТЗ в области снижения шума и эмиссии вредных веществ) и НИР "Испытания" (НТЗ в области методологии эксперимента и развития средств измерений, обоснования развития экспериментальной базы), продолжившие накопление НТЗ для двигателей 5-го и 6-го поколений (см. таблицу 1).

В 2014 - 2015 гг. была проведена НИР "ТРДД-30" - "Исследования в области создания ТРДД большой тяги на базе унифици-



рованного газогенератора для перспективных широкофюзеляжных пассажирских и транспортных самолетов гражданской авиации", в рамках которой сформированы два варианта демонстрационного ТРДД тягой 34...36 тонн: с прямым приводом вентилятора и с приводом вентилятора через редуктор. Максимальная температура газа у среднего нового двигателя 1825K; максимальная $\pi^*_{КС} \cong 60$ (на режиме в конце набора высоты). В первом случае степень двухконтурности на крейсерском режиме ($H = 11$ км, $M = 0,85$) равна $\cong 11,0$, во втором случае $\cong 13,5$. Выработаны рекомендации по модернизации отечественной экспериментальной базы для инженерных и сертификационных испытаний ТРДД большой тяги и их элементов, в том числе в климатических условиях.

Однако в начале 2016 г. Минпромторгом России были объявлены конкурсы только по части однолетних НИР (по авиационным двигателям - НИР "Перспектива 2016" и "ТРДД 2016"). По остальным работам государственные контракты были заключены только в начале сентября 2016 г.

Такое планирование крайне затруднило выполнение всей программы НИР ЦИАМ в 2016 году. Тем не менее, задачи всех НИР выполнены полностью. Основные результаты выполнения этих НИР будут прояснены при формулировании задач на перспективу.

В рамках ФЦП "Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 - 2020 годы" совместно с французским научным центром ONERA выполнена НИР "Совершенствование и валидация методов моделирования рабочего процесса в камерах сгорания перспективных газотурбинных двигателей".

В рамках ФЦП "Развитие оборонно-промышленного комплекса РФ на 2014-2020 годы" впервые разработан проект модели вентилятора с композиционными лопатками для двигателя ПАК ДА. Модель вентилятора в 2017 г. должна быть изготовлена и испытана на стенде Ц-ЗА ЦИАМ. Разработаны и изготовлены демонстраторы перспективных поршневых двигателей в классе мощности 50 (бензиновый АПД) и 300 л.с. (дизель), проведены их испытания, разработана и получила государственную регистрацию отечественная программа для расчета воздухозаборников сложных схем.

В 2016 г. ученые ЦИАМ провели работы по 18 научным грантам, включая грант Президента РФ по государственной поддержке ведущих научных школ, а также гранты Российского Научного Фонда (РНФ), Российского Фонда Фундаментальных Исследований (РФФИ) и Фонда Перспективных Исследований (ФПИ).

Создание НТЗ шло также в рамках европейских проектов 7-ой Рамочной Программы ЕС: "LEMCOTEC", "ENOVAL", "ESPOSA", "COBRA", "HEXAFLY", проектов программы ЕС "Горизонт-2020": "AGILE", "MOSCO", "HPY" (часть из этих работ уже упоминалась, поскольку они ведутся в рамках мероприятия ГП РФ по международному сотрудничеству). Кроме того, выполнен ряд контрактов по заказам организаций стран Европы и Азии.

Работы по перспективным научным программам

В 2016 году за счет прибыли 2015 года в ЦИАМ образован Фонд приоритетных научных исследований, включающий четыре научных направления:

- Тонкий физический эксперимент (20 работ);
- Методы математического моделирования и развития информационных технологий (11 работ);
- Анализ мировых тенденций развития авиационного двигателестроения (16 работ);
- Фундаментальные и поисковые исследования в области газовой динамики, физической газовой динамики, горения и теплообмена, управления, твердого деформированного тела, прочности, надежности элементов в рамках авиационных и энергетических приложений (22 работы).

В работе Фонда в 2016 -2017 гг. принимают участие 320 специалистов из 18 подразделений института.



Сертификация системы менеджмента качества и аттестация лабораторий

В 2016 г. институт впервые получил сертификат соответствия No BP.04.1.10094-2016 о том, что система менеджмента качества ЦИАМ, распространяющаяся на разработку научно-технической продукции (проведение НИР и ОКР) и испытания вооружения и военной техники, соответствует требованиям ГОСТ РВ 0015-002-2012 и стандартов СРПП ВТ.

Были продлены:

- сертификат соответствия (регистрационный No РОСС RU.SK05.K00046) о том, что система менеджмента качества ЦИАМ применительно к научно-технической продукции, испытаниям и производственным услугам авиационной техники соответствует требованиям ГОСТ ISO 9001-2011 (ISO 9001-2008);
- аттестат аккредитации "Испытательной лаборатории конструкционной прочности сплавов и деталей авиационных двигателей (ИЛ КПСД АД)" для проведения сертификационных испытаний.

Результаты интеллектуальной деятельности ЦИАМ

В 2016 году:

- подано 42 заявки на получение патентов/свидетельств (на изобретения - 22; на полезные модели - 11; на программы для ЭВМ - 9);
- получено 30 патентов/свидетельств (на изобретения - 14; на полезные модели - 7; на программы для ЭВМ - 9);
- создано 12 "секретов производства" (ноу-хау);
- выпущено 9 отчетов о патентных исследованиях в рамках выполнения государственных контрактов.

В соответствии с Приказом Роспатента от 22.04.2016 No 61 три изобретения сотрудников ЦИАМ вошли в "100 лучших изобретений России" за 2015 год:

- патент РФ No 2573425 "Способ организации горения в гиперзвуковом воздушно-реактивном двигателе", авторы: Старик А.М., Кулешов П.С., Савельев А.М.;
- патент РФ No 2573427 "Способ сжигания топливно-воздушной смеси и прямоточный воздушно-реактивный двигатель со спиновой



детонационной волной”, авторы: Крайко А.Н., Александров В.Ю., Александров В.Г., Баскаков А.А., Валиев Х.Ф., Егорян А.Д., Ильченко М.А., Крайко А.А., Крашенинников С.Ю., Кузьмичев Д.Н., Прохоров А.Н., Тилляева Н.И., Топорков М.Н., Яковлев Е.А.;

- патент РФ №2573438 “Способ форсирования авиационных двигателей”, авторы: Старик А.М., Кулешов П.С., Савельев А.М., Фаворский О.Н.

Ожидаемые показатели на 2017 год

- подача заявок на получение патентов/свидетельств - 45;
- получение патентов/свидетельств - 50;
- создание секретов производства (ноу-хау) - 15;
- выпуск отчетов о патентных исследованиях в рамках выполнения государственных контрактов - 10.

Индексные показатели научной деятельности

Число публикаций, индексируемых в российских и международных информационно-аналитических системах (МИАС) научно-

Таблица 2	Показатель	2014	2015	2016 (ожд.)
	Российский индекс научного цитирования (РИНЦ)	201	222	230
	в т.ч. в Перечне рецензируемых научных изданий ВАК	62	87	89
	в т.ч. в сборниках докладов российских и зарубежных конференций	70	69	65
	МИАС Web of Science	24	28	28
МИАС Scopus	30	31	30	

го цитирования (см. Таблицу 2).

Особо следует отметить проведение в начале октября 2016 г. в г. Сочи специалистами ЦИАМ (рук. - д.ф.м.н., проф. А.М. Старик) совместно с Российской Академией Наук 7-го Международного симпозиума по неравновесным процессам, плазме, горению и атмосферным явлениям - NEPCAR-2016. Симпозиум проходит раз в два года и собирает на своей площадке специалистов всего мира. В этом году участие в научном форуме приняли более 120 ученых из 14 стран мира, среди которых США, Великобритания, Италия, Франция, Германия, Швейцария, Китай, Индонезия, Египет, страны ближнего зарубежья и другие. В рамках тематических сессий было сделано более 90 докладов.

За последние 5 лет в ЦИАМ всего было проведено 26 защит, в том числе:

- 5 - на соискание ученой степени доктора технических наук;
- 21 - на соискание ученой степени кандидата технических наук.

Выставочная деятельность ЦИАМ

В 2016 г. руководители и специалисты института приняли участие в важных международных выставках:

- II Международный Форум Двигателестроения-2016 (г. Москва, ВДНХ);
- 9-я Международная выставка вертолетной индустрии HeliRussia 2016 (г. Москва, Крокус-ЭКСПО);
- 8-я Международная специализированная выставка “Авиакосмические технологии, современные материалы и оборудование” (г. Казань);
- 11-я Международная выставка и научная конференция по гидроавиации “ГИДРОАВИАСАЛОН” (г. Геленджик);
- 11-й Международный аэрокосмический салон и выставка аэропортового оборудования International Airport Exhibition - AIR-SHOW CHINA 2016 (г. Чжухай, КНР);
- 11-й Европейская международная конференция и выставка композиционных материалов, технологий их производства и применения “Composites Europe 2016” (г. Дюссельдорф, Германия).



Рис. 6 В.В. Голованов со врученной министром Д.В. Мантуровым Почётной грамотой Президента

Награды

Проф. Л.С. Яновский, д.т.н., в 2016 г. удостоен медали Ордена “За заслуги перед Отечеством” I степени.

В.В. Голованов удостоен Почетной грамоты Президента РФ за заслуги в разработке, испытании и производстве новой специальной техники и многолетний добросовестный труд.

Два сотрудника института получили почетное звание “Почетный авиастроитель”, шесть удостоены Почетной грамоты и еще пять Благодарности Минпромторга России. Двадцать шесть сотрудников ЦИАМ в 2016 г. получали персональные Президентские стипендии за значительный вклад и выдающиеся достижения в создании прорывных технологий в интересах обеспечения обороны страны и безопасности государства.

Золотой медали имени профессора Н.Е. Жуковского и первой премии в конкурсе имени профессора Н.Е. Жуковского в 2016 г. удостоены сотрудники ЦИАМ В.А. Виноградов, И.В. Кукшинова, Д.А. Любимов и В.А. Степанов за комплекс работ “Выбор схемы и расчетно-экспериментальные исследования высокоэффективного пространственного воздухозаборника СУ для легкого сверхзвукового делового самолета”.

Золотая награда Королевского Авиационного Общества (Royal Aeronautical Society, RAeS) за лучшую статью, опубликованную в журнале Общества “The Aeronautical Journal” в течение предыдущего 2015 года, присуждена группе соавторов, среди которых два сотрудника ЦИАМ - А.М. Исянов и А.А. Мирзоян.



Рис. 7 Золотая награда Королевского Авиационного Общества _RoyalAeronauticalSociety- RAeS_ группе сотрудников ЦИАМ за лучшую статью опубликованную в журнале Общества

ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ НА 2017 год

В 2017 г. должны получить развитие результаты работ 2016 г. Приоритетными остаются ОКР по ТРДД ПД-14 и двигателю II этапа для ПАК ФА. Получат развитие проектные работы и инженерные испытания в обеспечение создание новых отечественных ави-



ационных двигателей разных типов, работы по повышению надежности и ресурса эксплуатируемых АД. Будет начато финансирование работ АО "ОДК" совместно с ЦИАМ и ВИАМ по созданию перспективного ТРДД большой тяги ПД-35.

Ожидается заметное увеличение объемов работ по международному сотрудничеству, связанное, в первую очередь, с испытаниями зарубежных двигателей на высотных стендах НИЦ ЦИАМ и московской площадки.

В рамках ФЦП "Развитие оборонно-промышленного комплекса РФ на 2014-2020 годы" планируется выполнение как переходящих работ, так и новых работ по отработке ключевых технологических перспективных силовых установок для летательных аппаратов государственной авиации. Планируется также участие ЦИАМ в выполнении ОКР по техническому заданию Минобороны России.

Иная ситуация сложилась с работами по созданию НТЗ для перспективных двигателей для гражданской авиации в рамках ГП РФ "Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 го-

ды". С учетом объявленных Минпромторгом России в конце декабря 2016 г. конкурсов на получение государственных контрактов по указанному направлению объем научно-исследовательских работ, описанных выше, в целом сокращается на 40% по сравнению с 2016 г.

При формировании лотов на новые трехлетние работы (2017 - 2019) со стороны Заказчика было рекомендовано, чтобы все НИР по созданию НТЗ имели характер Комплексных научно-технологических проектов и завершались испытанными демонстраторами новых технологий. Очевидно, что трехлетнее планирование - это шаг вперед по сравнению с однолетними НИР 2016 года. Однако создание дорогостоящих демонстрационных образцов при указанном сокращении финансирования представляет собой крайне трудновыполнимую задачу.

В таблице 3 представлены основные данные о пяти новых НИР на 2017 - 2019 годы, (включая НИР в рамках международного сотрудничества), выполняемых в рамках мероприятия по созданию НТЗ.

№ пп	Наименование НИР	Задачи	Области использования результатов	Целевые показатели
1	Двигатель 2017-2019	Отработка новых технических решений и технологий в обеспечение создания новых и модернизируемых ТРДД для магистральных самолетов гражданской авиации 2020-х годов с учетом требований конкурентоспособности на мировом рынке	ТРДД семейств с тягой 10 - 20, 22-35 тонн	<ul style="list-style-type: none"> • снижение кр. уд. расхода топлива (к ПД-14) на 10-17%; • снижение шума по сравнению с Гл. 4 стандарта ИКАО на 20 - 25 EPN dB; • снижение эмиссии NOx к нормам 2008 г. на 45 - 55% • наработка на выключение в полете - не менее, 300 тыс. ч • ресурсы основных деталей "гор"/"хол" частей (полетный цикл - 2ч.) 25 / 50 тыс. п.ц. • повышение наработки двигателей до ремонта (к ПД-14) на 20-30 %
				<p>Основные ожидаемые результаты:</p> <p>Результаты исследований демонстрационных образцов:</p> <ul style="list-style-type: none"> • рабочие лопатки вентилятора из ПКМ с металлической накладкой (УГТ = 3-4); • модельный корпус вентилятора из ПКМ (УГТ = 3-4); • модельная ступень двухконтурного вентилятора со сверхнизкой окружной скоростью (УГТ = 2-4); • экспериментальный редуктор для ТРДД (УГТ = 3-4); • экспериментальный 7-ступенчатый КВД (УГТ = 4); • экспериментальные КС с разными типами фронтных устройств и элементов конструкции (УГТ = 3-4); • экспериментальные образцы рабочих лопаток ТВД с перспективным охлаждением (УГТ = 3-4); • экспериментальные образцы компонентов систем автоматического управления, контроля и диагностики ТРДД (УГТ = 3-4).
2	Перспектива 2017-2019	Системная интеграция технологий, формирование ключевых технологий и конструктивно-схемных решений перспективных конкурентоспособных двигателей для магистральных дозвуковых и сверхзвуковых самолетов гражданской авиации 2030-х годов	перспективные ТРДД, ТВВД РСУ, ДИЦ	<ul style="list-style-type: none"> • снижение кр. уд. расхода топлива (к ПД-14) на 17-25 % • снижение шума по сравнению с Гл. 4 стандарта ИКАО на >30 EPN dB • снижение эмиссии NOx к нормам 2008 г. на 55...65% • повышение ресурсов основн. деталей (к ПД-14) на 50% • выполнение правил ETOPS на 330 мин. и наработка на выключение в полете - не менее 550 тыс. ч
				<p>Основные ожидаемые результаты:</p> <ul style="list-style-type: none"> • технические облики перспективных маршевых АД традиционных (ТРДД, ТВВД) и нетрадиционных (ДИЦ, РСУ) схем; • аэродинамический и прочностной проекты КВД перспективного ТРДД с мероприятиями по оптимальному согласованию высоконагруженных ступеней во всем диапазоне рабочих режимов; • проекты турбин с перспективными системами охлаждения и регулированием радиальных зазоров; • отсек камеры сгорания, обеспечивающей выполнение перспективных требований по снижению эмиссии вредных выбросов; • модельные агрессивные переходные каналы, входные и выходные устройства перспективных двигателей, в том числе для СПС; • технические требования к ГСМ нового поколения, в том числе альтернативным, с улучшенными физико-химическими и эксплуат. свойствами; • методы и конструкторско-технологические предложения по снижению шума на 30 EPN дБ и эмиссии NOx на 65% перспективных двигателей к нормам ИКАО (УГТ =2-4); • обоснование выбора характеристик демонстрационных систем управления, контроля и диагностики для перспект. СУ 2030-х годов.

Таблица 3

№ пп	Наименование НИР	Задачи	Области использования результатов	Целевые показатели
3	Перспективные МГТД и АПД	Системная интеграция и демонстрация новых технологий на экспериментальных образцах элементов, систем и узлов в обеспечение создания ГТД, ВСУ и АПД нового поколения для перспективных региональных и легких самолетов, винтокрылых летательных аппаратов и БЛА	<ul style="list-style-type: none"> • ПДВ, ВСУ • перспективные МГТД и АПД для самолетов АОН, МВЛ, РС и БЛА. 	При достижении УГТ = 5-6 должна обеспечиваться реализация следующих показателей: Для малоразмерных ГТД: <ul style="list-style-type: none"> • снижение удельного расхода топлива на 20-25 %; • уменьшение удельной массы на 25-30%; • уменьшение числа деталей в двигателе в 1,5...2 раза; • повышение доступности в 2...3 раза; Для АПД: <ul style="list-style-type: none"> • снижение удельного расхода топлива на 20-25 %; • уменьшение удельной массы на 25-30%; • увеличение надежности и ресурса в 3...4 раза.
				Основные ожидаемые результаты: <ul style="list-style-type: none"> • демонстрационные элементы перспективного "неметаллического", "сухого", "электрического" МГТД и перспективного МГТД "сложного" цикла; • модельные образцы элементов перспективных трансмиссий для вертолетных СУ; • демонстрационные элементы двухсекционного авиационного роторно-поршневого двигателя модульной схемы; • демонстрационные узлы и элементы турбокомпаундного АПД; • проекты НТД для создания и эксплуатации АПД нового поколения; • схемно-аппаратные решения "интеллектуальной" САУ перспективного вертолетного ГТД с использованием бортовой матмодели МГТД.
4	Гибридные СУ	Формирование концепций, системная интеграция ключевых технологий и новых конструктивно-схемных решений в обеспечение создания гибридных и электрических силовых установок для перспективных гражданских ЛА различного назначения.	Гибридные и электрические СУ перспективных ЛА гражданской авиации различного назначения.	Полученные при выполнении НИР результаты должны в совокупности позволить в среднесрочной и дальней перспективе: <ul style="list-style-type: none"> • увеличить эффективность использования энергии на борту (КПД до 50...60 %); • уменьшить расходы на обслуживание СУ на 30...70%. • выполнять наземные операции (подготовка к полету, руление) при минимальной эмиссии CO и NO_x; • сократить эмиссию NO_x в полетном цикле на 30 - 50%; • повысить топливную эффективность СУ и сократить эмиссию CO₂ на 20...35%
				Основные ожидаемые результаты: <ul style="list-style-type: none"> • Обоснование концепций гибридных и электрических СУ для перспективных гражданских ЛА различного назначения; • обоснование перечня критических технологий в области электрохимических генераторов энергии, систем конверсии керосина, электрогенераторов, электроприводов, силовой электроники, сверхпроводимости; • макетные и лабораторные демонстрационные образцы элементов гибридных и электрических СУ; • системная интеграция ключевых технологий гибридных и электрических СУ
5	Испытание 2017 - 2019	Комплексные исследования по расширению технологических возможностей и обоснованию технического перевооружения и модернизации уникальной государственной стендовой базы в обеспечение создания НТЗ при разработке перспективных авиационных двигателей, их узлов и систем	Стенды и установки, средства измерений и обработки экспериментальных данных при испытаниях ПД-14, ТРДД большой тяги, перспективного вертолетного МГТД и АПД.	
				Основные ожидаемые результаты: <ul style="list-style-type: none"> • Предложения по совершенствованию методов, средств измерений и метрологического обеспечения для повышения информативности экспериментальных исследований и отработки новых технических решений при создании АД, их узлов и систем; • предложения по расширению технологических возможностей гос. экспериментальной базы при воспроизведении эксплуатационных условий при испытаниях АД, их узлов и систем; • экономичные методы испытаний, повышение их надежности и безопасности с использованием нового и усовершенствованного экспериментального, технологического, инженерного оборудования и информационно-измерительных и управляющих систем, на базе современных аппаратно-программных средств и информационных технологий. • обоснование создания лабораторной и стендовой базы для экспериментальных исследований и испытаний демонстраторов технологий перспективных гибридных и электрических СУ. • Обоснование технич. перевооружения и модернизации гос. стендовой базы для проведения испытаний перспективных АД, их узлов и систем.

• Целевые показатели таблицы соответствуют индикаторам Плана деятельности ФГБУ "НИЦ "Институт имени Н.Е. Жуковского" по развитию науки и технологий в авиационной промышленности на 2016 - 2030 годы, утвержденному распоряжением Правительства Российской Федерации от 16 сентября 2016 г. № 1959-р

Для более полного представления о плане авиадвигателестроительных НИР в рамках ГП РФ "Развитие авиационной промышленности на 2013 - 2025 годы" необходимо пояснить следующее.

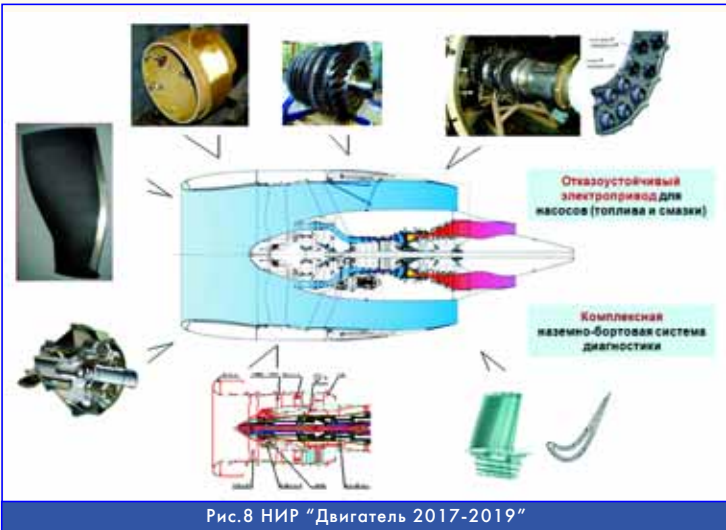


Рис.8 НИР "Двигатель 2017-2019"



Рис.10 Малоразмерный "сухой" ГТД

НИР "Здоровье 2016" (задачи прочности, надежности, ресурса, детали из КМ, НТД и др.), НИР "Испытания 2016" (развитие методов и средств экспериментальных исследований авиадвигателей) и НИР "БСДВ" (разработка бортовых систем диагностики вертолетов) в соответствии с заключенными государственными контрактами выполняются в 2016 - 2017 гг.

С 2018 г. решение задач прочности, надежности, ресурса, деталей из КМ, НТД и др. предусмотрено в рамках НИР "Двигатели 2017 - 2019", а решение задач по развитию методов и средств экспериментальных исследований авиадвигателей - в рамках НИР "Испытания 2017-2019" (на 2017 г. в рамках этой НИР предусмотрен небольшой объем работ по обоснованию необходимой экспериментальной базы для отработки и испытаний гибридных и электрических СУ, их узлов и систем).

НИР "СУ-2" (разработка системы коллективного проектирования СУ в составе самолета), НИР "Кобра-3" (разработка и испытания биротативного закапотированного винтовентилятора), НИР "НРУ-3" (разработка и испытания надроторных устройств

строения, росту его научно-технического и кадрового потенциала, повышению конкурентоспособности российской авиационной техники на внутреннем и мировом рынках.

Литература

1. Бабкин В.И., Цховребов М.М., Солонин В.И., Ланшин А.И. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий. Двигатель №2(86),2013, стр. 2-7
2. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Под общей редакцией д.т.н. В.А. Скибина и к.т.н. В.И. Солонина М., ЦИАМ, 2004, с. 424.
3. В.А. Палкин, В.И. Солонин, В.А. Скибин. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). ЦИАМ, 2010, с. 676.

Связь с автором: lanshin@ciam.ru

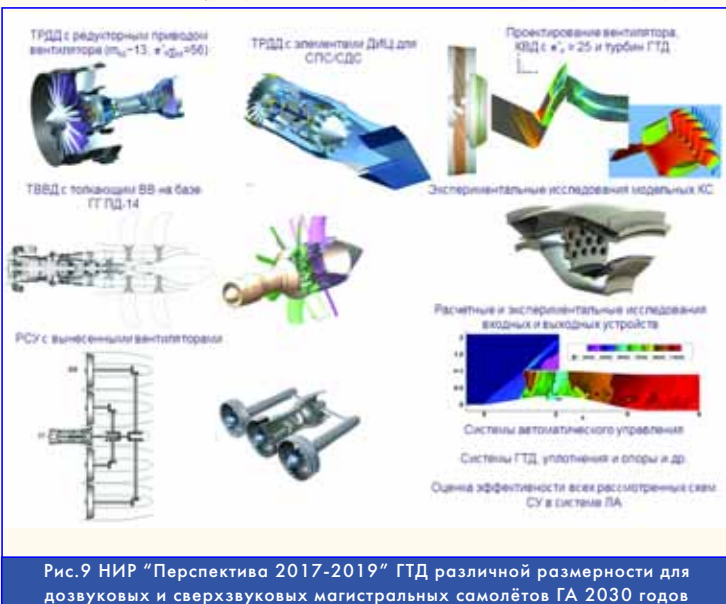


Рис.9 НИР "Перспектива 2017-2019" ГТД различной размерности для дозвуковых и сверхзвуковых магистральных самолётов ГА 2030 годов



Рис.11 Развитие экспериментальной базы ЦИАМ



НЕКОТОРЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАЗРАБОТКИ МАЛОЭМИССИОННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ И ПУТИ СНИЖЕНИЯ ЭМИССИИ ОКСИДОВ АЗОТА

Александр Юрьевич Васильев, к.т.н. ФГУП "ГНЦ ЦИАМ им. П.И. Баранова"

В работе раскрываются некоторые проблемы разработки малоэмиссионных камер сгорания (МКС) для перспективных двигателей гражданской авиации. На основе теоретических выкладок определены пути снижения эмиссии оксидов азота. Сделаны предположения об особенностях метода малоэмиссионного сжигания жидких топлив. Разработана и испытана модель экспериментальной МКС. Получены экспериментальные результаты, подтверждающие возможность организации малоэмиссионного горения с выбросами оксидов азота – $EINO_x$ около 1 г/кг.

The paper focuses on some challenges in development of low-emission combustion chambers (LEC) for advanced engines of civil aircraft. Ways of nitric oxide emission reduction were found on the basis of theoretical investigations. Some assumptions about features of method for low-emission combustion of liquid fuels were made. An experimental model of LEC was designed and tested. The obtained test results verified the possibility to provide low-emission combustion with nitric oxide emission ($EINO_x$) of about 1g/kg.

Ключевые слова: малоэмиссионные камеры сгорания, перспективные двигатели гражданской авиации, эмиссия оксидов азота.

Keywords: low-emission combustion chambers, advanced engines of civil aircraft, nitric oxide emission.

Научно-технический задел, сформированный в прошедшие десятилетия при создании камер сгорания (КС) эксплуатируемых авиационных двигателей гражданского назначения, позволяет уверенно говорить об удовлетворении камерами стандартных компоновок большинству основных требований к ним со стороны двигателя. К таким требованиям можно отнести: уверенный розжиг камеры в земных и высотных условиях, достаточно широкие пределы устойчивой работы, ресурс, низкую неравномерность поля температур на выходе и приемлемую полноту сгорания топлива. Большой опыт создания таких КС позволил сформировать некоторые общие методы удовлетворения данным требованиям. Таким образом, КС стандартных компоновок достигли некоторого технического совершенства и значительное улучшение их характеристик затруднительно. За исключением, может быть, повышения ресурса с помощью применения новых композиционных материалов.

Сегодня можно наблюдать очередной виток развития техники и значительного расширения спектра ее применения во всех сферах человеческой деятельности. Это сместило акценты в мировой экономике в сторону защиты окружающей среды, что, в свою очередь, в авиационной промышленности вывело на первый план требования снижения эмиссии вредных веществ от камер сгорания ГТД [1]. Более того, невыполнение этих требований ведет к отказу в сертификации новых двигателей. При этом планируемый уровень технического совершенства КС должен измениться скачкообразно. Например, нормы по эмиссии оксидов азота (один из самых сложных для снижения компонентов), принятые в 2014 году, были ужесточены на 15% по отношению к 2008 году, а уже к 2020 году планируется снижение на 45%, дальнейший целевой уровень - снижение не менее чем на 60%. Можно с уверенностью говорить, что ни от одного основного параметра двигателя не требуется столь резкого роста научного и технического совершенства.

Удовлетворить таким жестким требованиям с помощью существующих КС стандартных компоновок становится невозможно. Более того, предполагаемое повышение термодинамических параметров разрабатываемых двигателей требует большего объема научных исследований, начиная с самых основ теорий горения, смешения, распада и испарения жидких струй и капель топлива, образования загрязняющих компонентов и др. Очевидно, что необходима проработка совершенно новых подходов и в прикладной части исследований. Для наглядности можно привести очевидные рассуждения, иллюстрирующие сложность поставленной задачи по снижению только одного из компонентов вредных выбросов, упомянутых выше NO_x . Возьмем, к примеру, усредненные параметры (на взлетном режиме) некоторых эксплуатируемых двигателей, от-

вечающих нормам 2008 года (CAEP6): T_4 на уровне 1650К, P_3 - 2 МПа. Анализируя банк данных ИКАО и современные отечественные наработки для перспективных двигателей, можно предположить увеличение T_4 до уровня 1950 - 2100К, P_3 - 4,5 - 5,5 МПа. Из опыта работ известно, что кратность увеличения давления влечет за собой изменение наработки оксидов азота в степени 0,5, следовательно, при переходе от одного поколения двигателя к другому мы получим увеличение эмиссии NO_x в 1,6 раза только из-за роста давления. Дополнительно - изменение температуры даже на 300К, приведет к увеличению выброса NO_x приблизительно в 7 - 10 раз. Перемножив эти значения и учтя ужесточение норм, получим, что при использовании существующей в авиадвигателестроительной отрасли технологии двигателей 4-го поколения необходимо снижение выбросов NO_x в 20 - 25 раз для двигателей, вводимых в эксплуатацию в 2020 - 2030 годах. Поэтому более десяти лет назад во всем мире поднялась волна изучения методов снижения эмиссии вредных веществ от авиационных двигателей, причем количество работ в этой области все еще нарастает. Ниже приведены результаты одной из работ, проводимых в ЦИАМ по направлению снижения эмиссии вредных веществ.

Вообще, для решения задачи снижения эмиссии одного из основных компонентов загрязняющих веществ - оксидов азота - предложено несколько концепций малоэмиссионного сжигания жидких топлив. К таким можно отнести: метод нестехиометрического сжигания топлив [2]; концепцию богато-бедного сжигания (RQL); перспективное направление по сжиганию бедных гомогенизированных топливовоздушных смесей (LPP); непосредственный впрыск топлива (LDI); методы воздействия на пламена водяным паром [3] и электрическими полями; подготовка компонентов сжигания на микро- и макроуровнях; сжигание биотоплив [4] и др.

Наиболее перспективной концепцией для многорежимных камер сгорания авиационных двигателей 2020 - 2030 гг представляется сжигание бедных гомогенизированных топливовоздушных смесей.

Из практики разработки и эксплуатации газотурбинных установок, работающих на газовом топливе с предварительной подготовкой (гомогенизацией) смеси, известно, что одной из основных проблем их камер сгорания являются узкие пределы устойчивой работы ($\alpha = 4 - 5$) и расчетная линия рабочих режимов, проходящая вблизи границы бедного срыва пламени. Для многорежимной камеры сгорания авиационного двигателя запасы устойчивости по α со значением в 4 - 5 единиц не приемлемы. Для уверенной работы КС с интенсивными переходными режимами в различных условиях требуются запасы на уровне 12-15 единиц по α . Достичь таких запасов

возможно, по видимому, лишь сжигая часть топлива в богатой зоне (в дежурном пламени). Для решения данной технической проблемы, при проектировании камеры сгорания с бедным сжиганием смеси могут быть рассмотрены три основных пути решения.

1. Опробованное на предыдущих поколениях двигателей - стадийное сжигание топлива, когда топливо подводится в КС в отдельные полости или ярусы. Каждый из ярусов состоит из горелок одного типа: малоэмиссионных основных или дежурных. Данное решение из-за образования единой крупной зоны богатого пламени за ярусом дежурных горелок не позволяет добиться существенного снижения эмиссии оксидов азота.

2. Объединение пилотных и основных горелок в одном устройстве - аналог зарубежной технологии TAPS. В этой схеме относительно небольшая зона богатого пламени (до 30% по топливу) окружена массивной, единой зоной бедной смеси. За организацию различных зон отвечают различные конструктивные элементы фронтального устройства, поэтому сформированные потоки соприкасаются, но разнесены в пространстве и имеют минимальную степень влияния на аэродинамические характеристики друг друга. По данным зарубежных исследований такая концепция позволяет обеспечить запас по эмиссии NOx к нормам 2014 года от 30 до 60% [5].

3. Дальнейшим шагом на пути развития технологии сжигания обедненных гомогенизированных топливовоздушных смесей является попытка разбить единую массивную зону бедной смеси на отдельные, слабо взаимодействующие зоны горения. При этом каждый из таких очагов должен быть окружен потоком относительно холодного газа. В центре же всей этой кольцевой структуры обедненной топливовоздушной смеси остается зона богатого пламени, но ее тепловая мощность может быть снижена до эквивалента 15-20% по расходу топлива. Таким образом, достигается наиболее значительное снижение температуры газа в индивидуальных очагах без существенного ухудшения пределов бедного срыва. Конструктивно создать такие отдельные очаги пламени возможно с помощью малоразмерных смесительных модулей. И здесь на первый план выходит проблема эффективного дробления и смешения жидкого топлива с воздухом в очень ограниченных габаритах и с малыми временами взаимодействия.

Ниже приведены данные об опыте создания подобного модуля, результаты исследования характеристик генерируемого им аэрозоля и экспериментальное подтверждение малоэмиссионного сгорания топлива в трехгорелочном отсеке КС.

Для качественной подготовки топливовоздушной смеси в форсуночном модуле необходимо организовать три воздушных потока, помимо центрального тангенциального завихрителя, отвечающего за раскрытие топливной пелены и лопаточного завихрителя, использующегося для дробления топлива, дополнительно формируется внешний завихритель с тангенциальными прорезями, обеспечивающий перемешивание смеси и препятствующий ее высаживанию на поверхности сопла. Таким образом, модуль имеет 3 канала для подвода воздуха и один топливный канал с распределением топлива по центральному и наружному воздушным каналам. Воздух, закручиваясь в лопаточном завихрителе, сдувает и дробит топливные струи в наружном канале, а топливо, попадающее на срез внутреннего сопла, сдувается с него потоками из лопаточного и тангенциального завихрителей. Внешний тангенциальный завихритель обдувает, к тому же, достаточно большим проходным сечением для воздуха, который не позволяет раздробленным каплям топлива оседать на поверхностях внешнего сопла. В центральном канале воздух закручивается в тангенциальных прорезях и сдувает топливо, поданное и распределенное по поверхности поперечного стабилизатора. Дробление топлива из центрального канала происходит при срыве со штыря и на выходе из центрального сопла. Сгенерированная таким образом топливовоздушная смесь должна формироваться в хорошо перемешанный аэрозоль без образования переобогащенных топливом зон и при впрыскивании в КС создавать устойчивый факел с достаточным углом раскрытия.

Для подтверждения заявленного качества дробления топлива и

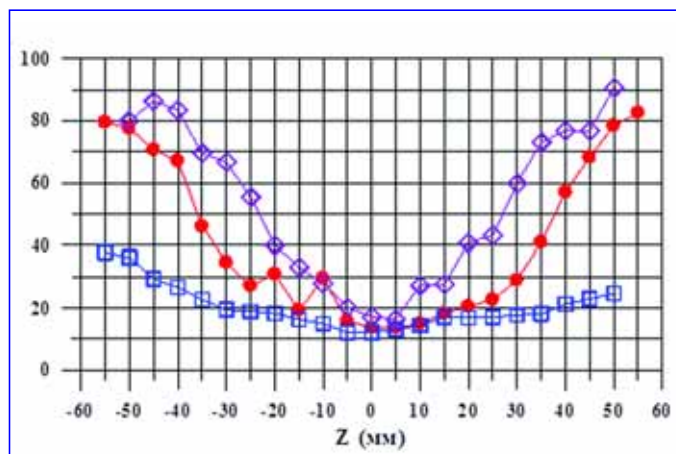


Рис. 1. Средний диаметр (D_{32}) капель топлива по сечению факела в 30 мм от сопла

его смешения с воздухом были проведены автономные испытания форсуночного модуля (рис. 1 и 2).



Рис. 2 Фотографии аэрозоля в поперечном лазерном луче и степень неравномерности

Качественное описание сгенерированного топливовоздушного факела таково: полученный аэрозоль можно рассматривать как комбинацию из двух зон: первичной (стабилизационной) и вторичной (основной) зоны, отличающихся как по интенсивности течения, так и по диаметрам капель топлива. В первичной зоне формируется зона обратного течения (ЗОТ), которая служит для стабилизации пламени. В такой зоне находятся самые мелкие частицы, циркулирующие в пределах границ ЗОТ. Питание топливом происходит как из вторичной зоны путем затягивания капель, так и из центрального топливовоздушного сопла. Во вторичной зоне формируется плотный поток, засеянный более крупными по диаметру частицами топлива, размер которых с увеличением радиуса возрастает. Также, анализируя полученные фотографии распыла, следует отметить наличие на границе факела местных пульсаций концентрации топлива. Механизм их образования заключается в дополнительном подмешивании внешнего воздуха из окружающей среды. Такие пульсации имеют некоторую периодичность, зависящую от скорости воздуха и массы топлива.

Количественные характеристики следующие: угол факела порядка 95° ; при перепаде давления воздуха на форсуночном модуле, близком к режиму малого газа (МГ), средний зауртовский диаметр капель по всему сечению снижается до 20 мкм (по сравнению с 50 мкм на режиме запуска, см. рис. 1 - $\Delta P_v = 3$ кПа); увеличение расхода топлива на режиме "МГ" в 4 раза (на графике не приведено) не повышает средний диаметр капель; характеристика аэрозоля в каждой точке приближается к моносферной; в поперечном сечении факела видно (рис. 2 - фото в центре) равномерное заполнение топливом и на краях и в центре; окружная неравномерность распределения частиц топлива в потоке составляет менее 10%.

Таким образом, форсуночный модуль позволяет добиться высокого качества дробления топлива и его смешения с воздухом, а получаемая смесь по своим параметрам максимально приближена к гомогенной смеси.

Неоднократно доказано, что при сжигании гомогенной смеси возможно получить наименьшие выбросы NOx. Обычно процесс подготовки такой смеси требует значительных затрат энергии и занимает объем, сопоставимый с объемом самой камеры сгорания. В данной работе сделана попытка сократить габариты устройства подготовки смеси в десятки раз (до размеров 25x50 мм) и не исполь-

зовать дополнительной энергии - только имеющийся перепад давления воздуха на жаровой трубе КС. Для исследования особенностей сжигания топлива за таким модулем необходимо спроектировать соответствующую ему модельную малоэмиссионную камеру сгорания.

Также при разработке модельной камеры представляется необходимым размещать форсуночные модули во фронтальном устройстве на достаточном расстоянии друг от друга. Увеличение расстояния должно обеспечить возможность "индивидуального" горения факелов. Это необходимо для снижения взаимного влияния подогрева относительно холодных периферийных зон факелов от высокотемпературных ядер соседних пламен.

Кроме этого, как уже говорилось выше, должен быть применен принцип сжигания бедной топливоздушной смеси.

Подтвердить или опровергнуть возможность создания такой модельной малоэмиссионной камеры сгорания с предложенными форсуночными модулями можно циклом испытаний в трехгорелочном отсеке КС при повышенных давлениях и температурах воздуха на входе.

Такие испытания проведены в отсеке камеры сгорания на авиационном керосине ТС-1 с измерением выбросов вредных веществ при температуре газа (Тг) до 1700 К.

Экспериментальный объект исходной модификации представляет собой модель прямоугольной камеры сгорания с трехмодульным фронтальным устройством.

На рис. 3 представлены фотографии отсека КС, установленно-го на экспериментальном стенде ЦИАМ.



Рис. 3. Внешний вид экспериментального отсека, установленного на стенде ЦИАМ.

Режим работы отсека устанавливался по следующим параметрам:

- P_3 - давление воздуха на входе в экспериментальный отсек, кПа;
- T_3 - температура воздуха на входе в экспериментальный отсек, К;
- T_4 - температура воздуха на выходе из камеры сгорания, К;
- $\Delta P_{жт}$ - перепад давления на фронтальном устройстве отсека, кПа;
- G_v - расход воздуха, поступающего через теплообменник в отсек, г/с;
- G_t - расход топлива (керосина ТС-1) через форсунки отсека, г/с.

Пять пробоотборников (пятиточечные гребенки) располагались навстречу потоку газа в заданном сечении от среза форсунок. Пробоотборники, охлаждаемые водой или воздухом, использовались для определения концентрации NO_x , CO , HC , а также O_2 , CO_2 в продуктах сгорания. Определение состава продуктов сгорания проводилось на газоанализаторе фирмы Emerson. Система измерений соответствует стандартам ИКАО.

Определение концентрации вредных веществ в продуктах сгорания проводилось на режимах, приведенных в таблице 1.

Таблица 1

	Режим 1	Режим 2	Режим 3	Режим 4
T_3, K	551	502	580	661
P_3, MPa	0,39	0,48	0,48	0,39
$\Delta P_{жт}, \%$	2,4	3,9	4,15	8,1
$G_{tr}, г/с$	2,18	3,73	3,65	4,35
$G_v, г/с$	122,5	212	211	217
α	3,82	3,87	3,94	3,43

Результаты измерения, представленные в таблице 2.

Таблица 2

	Режим 1	Режим 2	Режим 3	Режим 4
молярные концентрации, %				
H_2O	0,000000	0,000000	0,000000	0,000000
CO	0,188	0,014	0,00538	0,00206
CO_2	2,64	5,04	5,11	4,65
NO_x	0,000459	0,00193	0,00277	0,0021
$CmHn$	0,539	0,0181	0,00302	0,02135
O_2	16,53	20,33	13,46	13,88
Индексы эмиссии				
$\eta, \%$	75,11	99,39	99,87	99,36
$El_{CO}, г/кг$	112,96	5,6	2,12	0,89
$El_{NO_x}, г/кг$	0,45	1,26	1,8	1,49
$El_{CmHn}, г/кг$	185,49	4,12	0,68	5,28

В результате проведенных измерений концентрации вредных веществ на экспериментальном объекте исходной модификации можно сделать следующие выводы.

Режимы испытаний (таблица 1) в значительной степени отличались расходами воздуха через камеру сгорания (для режима № 1 $G_{воз} = 122$ г/с, для режима № 2, 3 и 4 - $G_{воз} = 215$ г/с) и перепадом давления на жаровой трубе (для режима № 1 $\Delta P_{фy} = 2,4\%$, для режима № 2, 3 - $\Delta P_{фy} = 4\%$).

Так как в отсеке использовались пневматические модули, то на качество смесеобразования за фронтальным устройством будет влиять, в основном, перепад давления $\Delta P_{фy}$ на фронтальном устройстве жаровой трубы (ЖТ), непосредственно влияющий на интенсивность закрученного течения, формируемого воздушными завихрителями.

Из анализа режимов работы модельного отсека следует, что на режиме № 1 качество смесеобразования могло быть недостаточным вследствие низких уровней перепадов $\Delta P_{фy}$.

Данные предположения подтверждаются результатами химического анализа продуктов сгорания, которые показали, что при низком значении полноты сгорания ($\eta \approx 75\%$) на режиме № 1 выявлены значительные концентрации несгоревших углеводородов ($El_{CmHn} = 185,49$ г/кг т) и оксидов углерода ($El_{CO} = 112,96$ г/кг т).

На режимах № 2, 3 в условиях увеличенного расхода топлива через форсунку и перепада давления на жаровой трубе ($\Delta P_{фy} = 3,4...4\%$) форсуночный модуль вышел на расчетный режим работы, что привело к повышению качества смесеобразования, и, как следствие, достигнуто значение полноты сгорания η более 99 %, а, соответственно, резкое снижение индексов эмиссии $El_{CO} = 5,6$ г/кг т и $El_{CmHn} = 4,12$ г/кг т. При этом примененная в данном варианте концепция сжигания с гомогенизацией смеси обеспечила незначительное увеличение индексов эмиссии оксидов азота (режим № 1 - $El_{NO_x} = 0,45$ г/кг т, режим № 2 - $El_{NO_x} = 1,26$ г/кг т, режим № 3 - $El_{NO_x} = 1,8$ г/кг т) при переходе на более напряженный режим работы № 2 и 3. Увеличение входной температуры на 80° и расхода топлива в камеру сгорания на режиме 4 также не повлек-

ло за собой увеличения индекса $EI_{NOx} = 1,49$. Это обуславливает необходимость проведения исследований на более теплонапряженных режимах.

Более детальные исследования этого варианта позволили получить данные, обобщенные на рис. 4 под названием "Модификация 1". Даже первые результаты измерения концентрации оксидов азота и вычисленные на ее основе значения индексов эмиссии (таблица 2) указывают на чрезвычайно низкий уровень выхода оксидов азота в экспериментальной камере. Заметим, что на всех рассматриваемых режимах (исключая режим 1) коэффициент полноты сгорания топлива превышает величину 99,3%.

Полученный результат может объясняться формированием в испытанной горелке равномерной смеси мелких капель топлива с воздухом, приближающей процесс выгорания этой смеси к горению бедной однородной топливовоздушной смеси. Обнаружено очень слабое влияние температуры воздуха на выход оксидов азота, относительно малая доля диоксида азота (NO_2) в измеряемой анализаторами смеси $NO+NO_2$ при значительном времени пребывания газов в камере на рассматриваемых режимах ($\tau > 25$ мс).

В связи с первыми обнадеживающими результатами было решено продолжить исследования, внедрив в конструкцию некоторые доработки: изменена форма сопла форсуночного модуля и незначительно модифицирована система впрыска топлива для улучшения стабилизации пламени и повышения полноты сгорания на низких режимах работы КС. На одну треть уменьшен объем жаровой трубы, значительно увеличена жесткость ее конструкции и доработана система охлаждения.

Полученные на данном этапе работы результаты приведены в таблице 3. Результаты (таблица 4) подтвердили ранее выведенные зависимости о существенном снижении эмиссии оксидов азота в рассматриваемой экспериментальной КС.

Так, на основных режимах 1, 2 и 3 получена высокая полнота сгорания топлива. Результаты измерений эмиссионных характеристик NOx в предложенной новой "модификации 2", на режиме $P_3 = 0,53$ МПа, при варьировании "альфа" смеси показаны на рис. 4.

Таблица 3

	Режим 1	Режим 2	Режим 3	Режим 4	Режим 5
T_3, K	683	682	685	682	683
P_3, MPa	0,52	0,53	0,53	0,52	0,52
$\Delta P_{жт}, \%$	2,6	2,8	2,7	2,6	2,5
$G_{т}, г/с$	4,09	4,52	4,31	3,75	3,59
$G_{в}, г/с$	211	205	207	214	217
α	3,51	3,09	3,28	3,89	4,11

Таблица 4

Режим	CO_2	CO	$ChNm$	Nox	NO	Alx	Полн	ECO	EHC	$EINOx$
	%	ppm	ppm	ppm	ppm					
1	4,32	293,1	36,1	8,02	7,2	3,17	99,57	13,60	0,96	0,61
2	4,9	120	16,28	14,48	13,84	2,80	99,84	4,93	0,38	0,98
3	4,61	169,7	20,42	9,3	8,34	2,98	99,77	7,40	0,51	0,67
4	3,87	579	98,7	3,15	2,47	3,52	98,96	29,71	2,90	0,27
5	3,52	1070	230,7	1,72	1,05	3,80	97,75	59,27	7,32	0,16

Получено еще более значимое снижение индекса эмиссии NOx , не превышающее на всех исследуемых режимах единицы. Полученный уровень эмиссии исследован в достаточно узком диапазоне параметров.

Перейдем к анализу содержательной части результатов испытаний. Прежде всего отметим, что характерный уровень эмиссии NOx для лучших в этом отношении традиционных (диффузионных) камер сгорания для реализованных в испытаниях режимов с $T_k \sim 680-690K$ соответствует значению индекса эмиссии оксидов азота $EINOx \sim 10$ г/кг. топлива. Сравнение этой величины с данными испытаний показывает, что достигнутый уровень эмиссии оксидов азота в испытаниях рассматриваемого отсека прототипа камеры сгорания существенно ниже уровня эмиссии традиционных камер

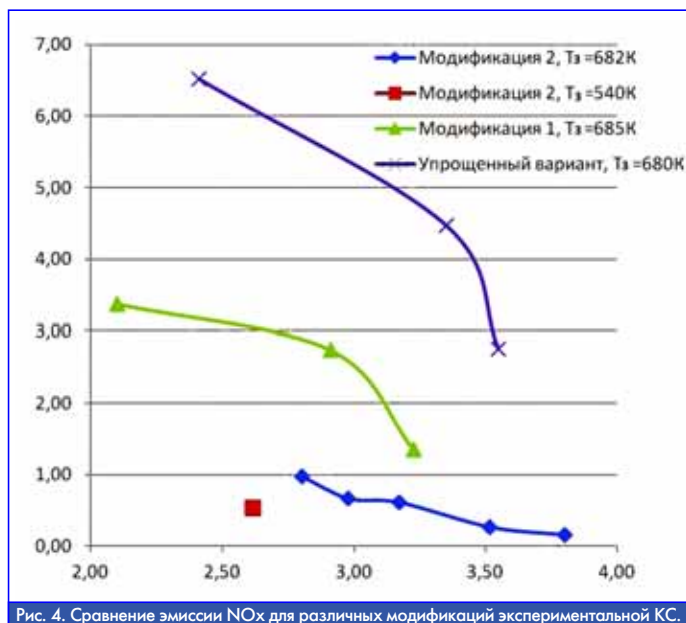


Рис. 4. Сравнение эмиссии NOx для различных модификаций экспериментальной КС.

сгорания. Этот результат все более убедительно показывает, что в этом объекте удалось реализовать режим горения, близкий к процессу горения "бедной" равномерной двухфазной топливовоздушной смеси (что уже было показано в "холодных" испытаниях - максимальная окружная неравномерность менее 10%).

Подтверждает это утверждение, в частности, и зависимость выхода оксидов азота от коэффициента избытка воздуха. Она количественно согласуется с аналогичными зависимостями для т.н. гомогенных камер, работающих на газообразном топливе.

Была сделана попытка изменить конструкцию устройства, чтобы проверить выведенные выше утверждения о физических особенностях формирования смеси форсуночным модулем для малоэмиссионного сжигания топлива. Было удалено всего два (из 6 суммарных) отверстия подвода топлива в центральный канал на каждом из фронтальных модулей. Результаты горячих испытаний "упрощенного варианта" на режимах, аналогичных таблице 3, приведены на рис. 4. Измерения показали катастрофическое повышение эмиссии оксидов азота, на исследованных режимах они стали составлять - $EINOx = 3 - 6$ г/кг (рис. 4, "упрощенный вариант").

Таким образом, сформулированные утверждения верны: разработанный форсуночный модуль позволяет сформировать смесь жидкого топлива с воздухом со свойствами, близкими к гомогенной смеси, а предложенный и конструктивно проработанный принцип сжигания бедной топливовоздушной смеси позволяет получить прототип малоэмиссионной камеры сгорания с низким выбросом оксидов азота NOx . Достигнутый в работе уровень выбросов вредных веществ позволит обеспечить самые жесткие нормы Российских правил и требований ИКАО и значительно снизить аэропортовые сборы при полетах отечественной авиации за рубеж.

Автор благодарен своим коллегам С.А. Волкову, В.М. Захарову, О.Г. Челябину, В.И. Ягодкину и другим сотрудникам отдела камер сгорания ЦИАМ за помощь в проведении различных этапов работы.

Работа выполнена при поддержке Министерства промышленности и торговли РФ и гранта РФФИ № 15-08-06293.

Литература

1. Международная организация гражданской авиации, рабочий документ № A39-WP/55 EX/32 17/06/16
2. Клименко А.В. "Тепловые и атомные электростанции", изд.3
3. П.В. Росляков, И.Л. Ионкин, Л.Е. Егорова "Контролируемый химический недожог - эффективный метод снижения выбросов оксидов азота"
4. Гайворонский А.И. "Использование природного газа и других альтернативных топлив в дизельных двигателях".
5. Банк данных ИКАО.

Связь с автором: vasiliev@ciam.ru

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ.

НОВАЯ ИНТЕРПРЕТАЦИЯ ВТОРОГО ЗАКОНА ТЕРМОДИНАМИКИ И ТЕОРЕМА ВЕКТОРНОГО АНАЛИЗА О СООТНОШЕНИИ ДВИЖЕНИЙ

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

Дана новая интерпретация второго закона термодинамики и определены предельные значения энтропии, вероятности состояния термодинамической системы и потенциала Гиббса.

Доказана теорема векторного анализа о соотношении движений.

New interpretation of the second law of thermodynamics is given and limiting values of entropy, probability of a condition of thermodynamic system and potential of Gibbs are defined.

The theorem of the vector analysis of a parity of movements is proved.

Ключевые слова: турбулентность, второе Начало термодинамики, энтропия, потенциал Гиббса.

Keywords: turbulence, the second Beginning of thermodynamics, entropy, potential of Gibbs.

Работая предметно со вторым Началом термодинамики, невольно задумываешься о его природе, о фундаментальном значении энтропии и о её исключительности по сравнению с другими важными термодинамическими характеристиками. Ведь что известно об энтропии точно - это то, что она не меняется при расширении газа. То - что при равновесных режимах также $dS = 0$. А также из основополагающего условия, которое давно было отмечено эмпирически, что тепло всегда идет от более горячего тела к более холодному, а значит, процесс всегда идет в направлении возрастания энтропии. Вот, пожалуй, и все. Далее - следствия. В молекулярной физике энтропию определили как логарифм числа допустимых состояний системы. Говорят, что энтропия служит мерой беспорядка в системе [1]. Чем больше у системы допустимых состояний, тем больше энтропия. При определении энтропии отмечается функциональная зависимость её от числа частиц в системе и от энергии системы. Чем больше частиц в системе, и чем разнообразнее локальные энергии в системе, тем больше допустимых состояний в системе, и тем больше энтропия. Энтропия показывает меру отличия системы от системы, находящейся в наиболее вероятном состоянии. Что это за наиболее вероятное состояние? Это такое состояние, когда концентрация частиц в объеме такая, которая соответствует равномерному распределению частиц по всему объему. Это такая ситуация, когда наиболее вероятное распределение плотности частиц в объеме является равномерным распределением и т.д. Поэтому, наиболее вероятное состояние системы является равновесным состоянием, а система удовлетворяет уравнению состояния.

Второе Начало термодинамики формулируется по-разному. Наиболее ясная и понятная математическая формулировка была дана и представлена в виде неравенства:

$$TdS \geq dQ.$$

Совмещая первое и второе Начала термодинамики, получают другое более информативное неравенство:

$$TdS \geq dU + PdV.$$

Имеется и чисто математический подход к формулированию второго Начала [2]. Это - подход Каратеодори, основанный на постулате адиабатной недостижимости (у Клаузиуса - постулат о невозможности самопроизвольного перехода тепла от более холодного тела к более нагретому). Звучит эта формулировка таким образом: "В любой близости всякого состояния системы тел существуют смежные состояния, которые не могут быть достигнуты адиабатным путем". Смысл этого положения ясен. Если

сколь угодно близко от данного состояния существуют другие состояния, недостижимые адиабатным путем, то, следовательно, пфафхова форма dQ - голономна. Другими словами, принцип Каратеодори в конечном итоге постулирует недоказуемое положение о том, что пфафхова форма dQ от многих переменных всегда голономна.

Существо формулировки Каратеодори в этом случае сводится к утверждению о том, что существует интегрирующий множитель для пфафховой формы dQ (пфафхова форма dQ - голономна) и этим множителем является $1/T$. При этом правая часть уравнения $dS = dQ/T$ является полным дифференциалом.

Формулировка Каратеодори расширяет область осмысления функции энтропия, и с математической точки зрения объясняет многие нюансы.

Известны другие формулировки второго Начала термодинамики [3], последовавшие из теории тепловых двигателей.

Карно: "В замкнутом контуре тепловая энергия может превратиться в механическую только при наличии разности температур источника тепла и холодильника".

Томсон: "Теплота, содержащаяся в окружающей среде, не может быть превращена в работу теплового двигателя".

Оствальд: "Perpetuum mobile II рода невозможен".

Из всех формулировок следует, что в любом замкнутом круговом процессе изменение энтропии равно нулю. Другими словами: "Только в том случае термодинамическая система будет работать, если она замкнута и образует термодинамический цикл".

Если система не замкнута, то принцип возрастания энтропии дополняется принципом постоянного рассеивания энергии, её обесцениванием. Величина рассеянной энергии может быть выражена из интеграла второго Начала как разности энтропии:

$$\int_1^2 dS = S_2 - S_1.$$

К сожалению, современная термодинамика не может рекомендовать значение нижнего предела, и его берут произвольно. Часто это делают для нормальных условий.

Интерпретация второго Начала термодинамики

Дадим еще одну интерпретацию второго Начала термодинамики. Для этого запишем обобщенное соотношение, характеризующее первый и второй закон:

$$TdS \geq dU + PdV.$$

Сначала сделаем преобразование в левой части, домножив

и разделив левый член на газовую постоянную R :

$$RTd(S/R) = RTd(ST/RT) \geq dU + PdV.$$

Преобразуем правую часть, заменив $V = 1/\rho$:

$$RTd(ST/RT) \geq dU - P/\rho^2 d\rho.$$

Выразим внутреннюю энергию через теплоемкость при постоянном объеме и показатель адиабаты:

$$RTd(ST/RT) \geq C_V dT - P/\rho^2 d\rho.$$

Разделив левую и правую части, получим:

$$d(ST/RT) \geq (C_V/R)(dT/T) - P/\rho RT d\rho.$$

Или:

$$d(S/R) \geq (1/(k-1))d\ln T - d\ln \rho.$$

Преобразуем к виду:

$$d \frac{S}{R} \geq d \ln \frac{T^{1/(k-1)}}{\rho} = d \ln \left(\frac{T}{\rho^{k-1}} \right).$$

В случае адиабатического процесса, то есть когда содержание в скобках равно константе, неравенство превращается в:

$$d \frac{S}{R} \geq 0.$$

Другими словами, равновесное состояние наступает, когда $d(S/R) = 0$. В этом случае будет справедливо уравнение состояния Клапейрона-Менделеева. Уравнение равновесия можно интерпретировать как:

$$\int_1^2 d \frac{S}{R} = \frac{S_2}{R} - \frac{S_1}{R} = 0.$$

Но! Поскольку мы не знаем нижнего предела, логично принять его равным R . Все-таки это уравнение состояния, а энтропия для этого случая будет равна именно газовой постоянной. Различности совпадают. Все в порядке. Тогда:

$$\frac{S_2}{R} - 1 = 0. \text{ Или } \frac{S}{R} = 1 \text{ и } S = R.$$

То есть для равновесного случая энтропия будет всегда равна R ? Да! Это гипотеза. Для неравновесного случая $S > R$. И в общем случае второе Начало можно будет интерпретировать неравенством $S > R$. Вспоминая о константе Больцмана, запишем:

$$k \ln W \geq kN_0,$$

где N_0 - число Авогадро, и тогда второе Начало переписывается в виде:

$$\ln W \geq N_0.$$

Второе Начало теперь можно сформулировать так: "Значение логарифма числа состояний термодинамической системы в наиболее вероятной конфигурации равно числу Авогадро для равновесного случая, и всегда больше для неравновесного".

Или другой вариант формулировки: "Энтропия при равновесном состоянии системы равна газовой постоянной и всегда больше её при неравновесном процессе".

Следствие из второго Начала термодинамики

В работе [4] приведено новое уравнение импульсов, содержащее релаксационный член:

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

Раскрывая субстанциональную производную, получаем уравнение аналогичное [5]. В этом уравнении выделяем члены, содержащие rot:

$$\frac{\partial \vec{j}}{\partial \tau} + \frac{1}{\rho} \text{grad} \frac{j^2}{2} + \text{grad} \left(P - \frac{4}{3}v \text{div} \vec{j} \right) - P \text{grad} \ln \left(\rho^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot e^{\frac{Q_p - ST}{RT}} \right) + \frac{1}{\rho} [\text{rot} \vec{j} \times \vec{j}] + \frac{\mu}{\rho} \text{rot} \text{rot} \vec{j} = 0.$$

Применяя второй закон термодинамики к этому уравнению, для равновесного и замороженного случая $S = R$, получаем равновесное уравнение, записанное для импульсов. Теперь это уравнение не зависит от энтропии, и справедливо только для случая равновесного и замороженного течений. Сразу отметим, что релаксационный член в обоих случаях обращается в ноль, и уравне-



Иоганн Фридрих Пфафф, математик



Константин Каратеодори, математик



Николя Леонар Сади Карно, физик и математик

ние в пределе приобретает вид уравнения Навье-Стокса. Если теперь на это уравнение воздействовать оператором дивергенция, то получим:

$$\text{div} \frac{1}{\rho} \text{grad} \frac{j^2}{2} + \Delta \left(P - \frac{4}{3}v \text{div} \vec{j} \right) - \frac{1}{\rho} (j \cdot \text{rot} \text{rot} \vec{j} - \text{rot} \vec{j} \cdot \text{rot} \vec{j}) = 0.$$

Выделяем из уравнения правую скобку:

$$\vec{j} \cdot \text{rot} \text{rot} \vec{j} - \text{rot} \vec{j} \cdot \text{rot} \vec{j}.$$

Обращаем внимание, что она характеризует вторую теорему турбулентности о соотношении движений [6], которая была доказана для скоростей и получена в условиях сохранения энергии, то есть из физических принципов. Если теперь эту теорему доказать путем математических преобразований, то она приобретет статус теоремы векторного анализа наравне с теоремами Остроградского-Гаусса и Стокса. Прделаем это далее для скоростей, и распространим на любой вектор.

Универсальная теорема векторного анализа о соотношении движений

Итак, первоначально будем оперировать соотношением:

$$\vec{V} \cdot \text{rot} \text{rot} \vec{V} - \text{rot} \vec{V} \cdot \text{rot} \vec{V}.$$

Понятно, что каждый член записанного двучлена являются скалярной величиной. Договоримся понимать $1/2 \text{rot} \vec{V} = \vec{\omega}$, что является давно декларированным для плоского вихря. Тогда сразу отметим, что если возникает вихрь и он устойчив, то радиус вихря будет постоянной величиной: $\omega R = V$, тогда, подставляя угловую скорость в двучлен, получим:

$$2V \text{rot} \frac{V}{R} = 4\omega^2.$$

Или: $2\omega \cdot 2\omega = 4\omega^2$. Равенство доказано.

Теперь если все-таки радиус меняется, тогда применим метод полной математической индукции, считая, что переменность обеспечивается некоторой числовой последовательностью. При этом в каждом конкретном случае фиксированное значение будет величиной постоянной.

Принцип доказательства методом полной математической индукции заключается в следующем. Пусть $A(n)$, зависящее от $n \in \mathbb{N}$ утверждение. Если доказано, что **a)** $A(1)$ выполняется; **б)** при условии, что $A(n)$ справедливо для некоторого n , верно также $A(n+1)$ (шаг индукции), то $A(n)$ справедливо для всех $n \in \mathbb{N}$. В нашем случае:

Если $R = 1$, то $\text{rot} \vec{V} = 2\omega$ - утверждение справедливо всегда;

Если $R = n$, то, как было показано ранее, при постоянстве R , утверждение будет так же справедливо, и $\text{rot}(V/n) = \text{rot} V$. Аналогично при $R = n+1$ утверждение так же будет справедливо:

$$(n+1) \text{rot} \frac{\vec{V}}{(n+1)} = \text{rot} \vec{V}.$$

Таким образом теорема доказана. Будем считать это доказательство достаточным в силу линейности самих параметров, представленных в явном виде.

Докажем эту же теорему, но уже для импульсов, с помощью формализма Гамильтона. Выразим кручение $\text{rot} \text{rot} \vec{j}$ через вектор набла (оператор Гамильтона - ∇):

$$\text{rot} \text{rot} \vec{j} = \nabla \times (\nabla \times \vec{j}) = \nabla (\nabla \cdot \vec{j}) - (\nabla \cdot \nabla) \cdot \vec{j} = \nabla (\nabla \cdot \vec{j}) - \nabla^2 \vec{j} = \text{grad} \text{div} \vec{j} - \Delta \vec{j}.$$

Аналогично преобразуем скалярное произведение:
 $\text{rot} \vec{j} \cdot \text{rot} \vec{j} = (\vec{\nabla} \times \vec{j}) \cdot (\vec{\nabla} \times \vec{j}) = \vec{\nabla} \cdot \vec{\nabla} \cdot \vec{j} \cdot \vec{j} - (\vec{\nabla} \cdot \vec{j})(\vec{\nabla} \cdot \vec{j}) = \vec{j} \cdot \text{grad div} \vec{j} - \Delta \vec{j} = \vec{j} \cdot \text{rot rot} \vec{j}$

Таким образом, получаем доказательство теоремы:
 $\vec{j} \cdot \text{rot rot} \vec{j} = \text{rot} \vec{j} \cdot \text{rot} \vec{j}$

М.В. Ломоносов сформулировал бы эту теорему в своей оде наверно так: "Импульс на кручение - суть квадрат вращения". Эта теорема, принимая статус теоремы векторного анализа, помимо всего прочего определяет связь между новыми фундаментальными понятиями. Это - ротор от импульса и ротор от ротора от импульса. Это - характеристики вращения и кручения. Об этом - специальный разговор. Здесь потребуются много понятийных определений. Но об этом позже.

И еще одна интрига

Рассмотрим подробно релаксационный член в уравнении импульсов:

$$-P \text{grad} \ln \left(\rho^{\frac{k+1}{k-1}} \cdot e^{-\frac{Q_p - ST}{RT}} \right) = -P \text{grad} \ln \left(\frac{P^{\frac{k+1}{k-1}}}{(RT)^{\frac{k+1}{k-1}}} \cdot e^{-\frac{E}{RT}} \right)$$

Здесь введена энергия активации. Преобразуем это уравнение и обезразмерим его:

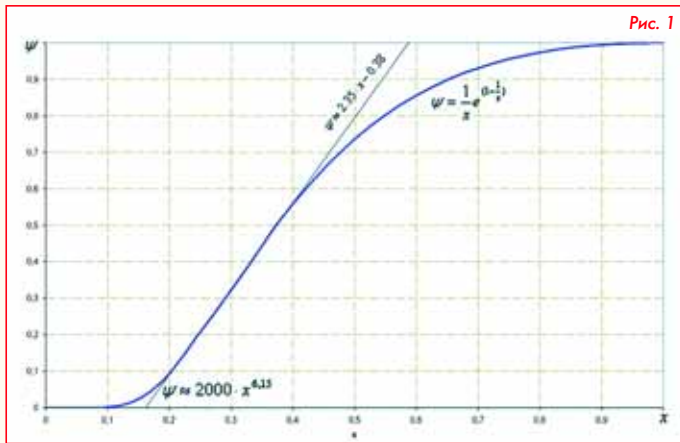
$$-\frac{k+1}{k-1} \cdot P \text{grad} \ln \left(\frac{P}{RT} \cdot e^{-\frac{E}{(k-1)RT}} \right) = -\frac{k+1}{k-1} \cdot P \text{grad} \ln \left(\frac{P}{X} \cdot e^{-\frac{1}{X}} \right)$$

где $X = \frac{T}{\left(\frac{k+1}{k-1} R \right)}$ - безразмерная температура.

Постоянные перед экспонентой сократились в силу операции логарифмирования. Обозначим зависимость от X по аналогии с [7] через ψ :

$$\psi = \frac{1}{X} \cdot e^{-\frac{1}{X}}$$

Зависимость для ψ в работе [7] была названа нормальной функцией насыщения, и она имеет вид, изображенный на рис. 1.



Кривая $\psi(X)$ имеет значения ноль в нуле и единицу в единице. Она также имеет нулевые производные в нуле и единице, и точку перегиба при $X = 1 - \sqrt{2}/2$. После сделанных преобразований за-

висимость константы равновесия по Гиббсу будет выглядеть следующим образом:

$$K = P\psi(X)$$

Очевидно, что при $X = 0$ (замороженное течение), $\text{grad} \ln K$, при условии $P = \text{const}$ (условия химических реакций в камере), будет равен нулю. При $X = 1$ так же равен нулю. При этом общая кривая $\text{grad} \ln K$ будет иметь максимум в точке $X = 1 - \sqrt{2}/2$.

Итак, что же получается. Если следовать Гиббсу, то в точке ноль, где предполагается минимум его потенциала, будет равновесное течение. Этот минимум находится в точке $T = 0$, то есть в том месте, где реакции условно заморожены. В этом же месте тогда действительно будет и равновесное течение. Эти режимы при низких температурах совпадают. При высоких температурах равновесное течение и замороженное будут сильно отличаться. И еще. Ведь Гиббс строго не доказал, что в минимуме будет равновесие. Рассуждение об уменьшении изобарно-изотермического потенциала совсем не означает, что вторая производная от него



Уильям Роуэн Гамильтон, математик

всегда должна быть положительной. Она может быть как положительной, так и отрицательной. При этом первое необходимое условие $G' = 0$ годится как для минимума функции, так и для ее максимума. Зависимость для константы равновесия, содержащая нормальную кривую насыщения, имеет и минимум и максимум. И в точке $X = 1$, где максимум, реализуется равновесное течение. Более того, оно действительно дает наибольшее значение параметров, так как только при $S = R$ величина потенциала Гиббса будет максимальной. Ведь связанная энергия ST в случае выполнения второго Начала будет минимальной и равной RT .

И еще. Записывая потенциал Гиббса через внутреннюю энергию, отмечаем $G = H - ST = U + RT - ST$, что максимальное значение этого потенциала будет равно внутренней энергии. То есть второе Начало теперь можно интерпретировать следующим образом: "Условие равновесия термодинамической системы будет в случае равенства потенциала Гиббса внутренней энергии системы":

$$G = U$$

Литература

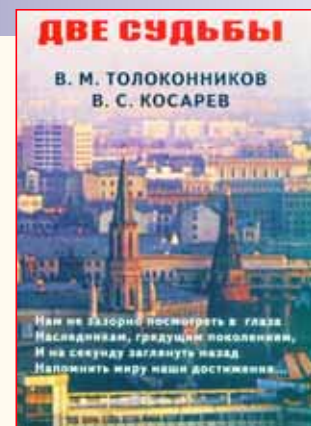
1. Ч. Киттель. Статистическая термодинамика. М. Наука. 1977 г.
2. В.В. Сычев. Дифференциальные уравнения термодинамики. М. Наука. 1981 г.
3. Н.В. Иноземцев. Основы термодинамики и кинетики химических реакций. М. АН СССР. 1940 г.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Вывод уравнения импульсов из начал термодинамики // Двигатель № 3, 2016 г.
5. Ю.М. Кочетков. Турбулентность сверхзвуковых течений. Памяти Гилевича // Двигатель № 2, 2013 г.
6. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Сжимаемость и вязкость // Двигатель № 5, 2011 г.
7. Н.Ю. Кочетков. Математические методы определения внутривалентных характеристик двухсоставных зарядов с целью прогноза параметров проектирования перспективных РДТТ. Кандидатская диссертация. М. Центр Келдыша, 2010 г.

Связь с автором: swgeorgy@gmail.com

ИНФОРМАЦИЯ

В конце 2016 г. в свет вышел сборник, включивший автобиографические статьи двух замечательных людей: В.М. Толоконникова и В.С. Косарева. В предисловии академик РАН О.Н. Фаворский отмечает, что основное предназначение этих статей - формирование у подрастающего поколения такого характера, который позволил бы им преодолеть все преграды и соблазны современного времени, стать высококлассными специали-

стами и руководителями высокого уровня. Хотя статьи и называются автобиографическими, но в них очень много места уделяется соратникам. Тем, кто помог авторам закалить характер и, как бы сейчас некоторые сказали, «сделать карьеру». Но они ни о какой карьере и не думали - просто самоотверженно работали на благо своих предприятий и страны, на укрепление её обороноспособности.



ПЕРВЫЕ МОТОРЫ РОССИИ

110-летию Собственного
Его Императорского Величества гаража
посвящается



выставка старинных автомобилей и антиквариата



Москва, Сокольники
8-12 марта 2017

www.oldtimer.ru



AQX

MIRACLE
SIGMA

МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНАЯ КОНЦЕВАЯ ФРЕЗА СО СМЕННЫМИ ПЛАСТИНАМИ

MITSUBISHI
MITSUBISHI MATERIALS

НОВЫЕ СПЛАВЫ С PVD ПОКРЫТИЕМ

Широкий ассортимент сплавов для различных материалов.
MIRACLE SIGMA на основе многослойного PVD покрытия
с содержанием Al-Ti-Cr-N.



MP6100



MP7100



MP9100



MMC Hardmetal OOO LTD.

A Group Company of **MITSUBISHI MATERIALS CORPORATION**

107023, Россия, Москва, ул. Электрозаводская, д.24, стр.3

Тел.: +7 (495) 725 58 85 / Факс: +7 (495) 981 39 73

www.mmc-hardmetal.com

Узнайте больше
на нашем микросайте
www.mmc-hardmetal.com

СЕРИЯ DCCC — НАДЕЖНЫЕ ИНСТРУМЕНТЫ С ЖЕСТКОЙ КОНСТРУКЦИЕЙ КОРПУСА ДЛЯ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНОГО ФРЕЗЕРОВАНИЯ

Компания Mitsubishi Materials разработала серию DCCC, в которую входят высокоэффективные концевые фрезы со сменными пластинами, предназначенные для металлообработки на максимальных скоростях при фрезеровании глубоких уступов и пазов.

Этот инструмент со сменными пластинами для фрезерования глубоких уступов идеально подходит для черновой обработки на высоких скоростях. Для того чтобы серия DCCC превосходила продукцию других производителей, компания Mitsubishi сделала упор на такие параметры, как конструкция зуба, жесткость, характеристики резания и последующий отвод стружки.

Эти особенности позволили снизить вибрации и шум, которые постоянно сопровождали тяжелую обработку. Для достижения максимальных результатов на одном зубе используется пластина типа CCMX с углом 80 градусов, в то время как на противоположном зубе используется пластина Mitsubishi типа ZCMX с углом 100 градусов.



Длинная
режущая кромка



Короткая
режущая кромка



Переменный угол спирали



Кроме того, сочетание инновационной геометрии зубьев и особого типа пластины с жесткой конструкцией корпуса инструмента обеспечило увеличение срока службы инструмента и повышение качества обработки поверхности и отвода стружки. Отвод стружки улучшается за счет увеличения зазора в корпусе инструмента, что снижает вероятность зажимания стружки, обычно сопровождающего черновую обработку глубоких пазов и карманов.

Концевые фрезы с прямым хвостовиком имеют три варианта диаметра — 25, 32 и 40 мм. Инструменты меньшего размера (25 и 32 мм) имеют два зуба, а фреза большего размера (40 мм) имеет три зуба. Компания Mitsubishi Materials провела обширные исследования и разработала уникальную неравномерную геометрию зубьев, которая используется независимо от их количества.

Для дальнейшей оптимизации производительности серии DCCC каждый корпус выпускается со стандартной и удлиненной режущей частью.

Универсальность серии DCCC заключается в способности фрезы обрабатывать мягкую сталь, углеродистые, легированные и высоколегированные стали, нержавеющую сталь и чугун. Эта универсальность достигается за счет твердосплавных пластин, которые выпускаются в широком ассортименте с покрытием и без покрытия и обеспечивают максимальный срок службы и стабильность работы инструмента.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ В МИРЕ МОБИЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ

МФПУ "Синергия"(2)

Игорь Александрович Нестеров, к.т.н., доцент,
Андрей Иванович Касьян, к.т.н., доцент,
Александр Николаевич Медведь, к.т.н., с.н.с.

Современного человека нередко определяют как homo-mobilis, счастливого обладателя мобильного телефона, нередко планшета или других средств коммуникации. Бесполезно противиться ускоряющейся homo-mobilis'зации – этому веянию времени и двигателю прогресса. Однако у каждого блага, как водится, имеется и другая сторона. В частности, сегодня отчетливо наблюдается неуклонный рост числа угроз, связанный с внедрением мобильных телекоммуникационных средств, той же мобильностью и обусловленных. Конечно, можно жить, не обращая внимания на "всевидящее око Большого брата", зловредных вирусов и "червей" или на постоянные попытки всякого рода жуликов залезть в Ваш электронный, но совсем не виртуальный, карман. На извечный вопрос "что делать" когда-нибудь придется искать ответ, так как масштабы бедствия возрастают с каждым днем. Так, в прошлом году число атак на мобильные устройства впервые превысило число взломов компьютеров и POS-систем в торговых центрах. В связи с этим интересно попытаться разобраться – кто, когда и с какой целью может воспользоваться Вашей "мобильностью" в своих корыстных интересах.

Modern man is often defined as homo-mobilis, happy owner of a mobile phone often tablet or other means of communication. It is useless to resist accelerating homo-mobilis'of the organization – the spirit of the time and the engine of progress. However, each benefit, as usual, there is another side. In particular, today, clearly there has been a steady increase in the number of threats associated with the introduction of mobile telecommunications, the same mobility and due. Of course, you can live oblivious to the "all-seeing eye of Big brother", malicious viruses and worms or constant attempts all kinds of crooks to get into Your email, but not virtual pocket. The eternal question "what to do" ever have to search for the answer, as the scale of the disaster is growing by the day. So, last year the number of attacks on mobile devices for the first time exceeded the number of burglaries of computers and POS systems in shopping malls. In this connection it is interesting to try to understand – who, when and for what purpose may I use Your "mobility" in their own selfish interests.

Ключевые слова: средства коммуникации, вирусы, хакерские атаки, международный идентификационный номер, безопасность

Keywords: units of communication, viruses, hackers attacks, IMEI, security

Как известно, источники угроз принято подразделять на антропогенные, техногенные и стихийные. Начнем с последних. Стихийные угрозы – это пожары, наводнения, различные непредвиденные обстоятельства, необъяснимые явления и др. Последствия воздействия стихийных угроз на мобильные устройства чаще всего связаны с практически полным уничтожением гаджетов и данных на них. С одной стороны, поскольку материалом, из которого изготавливают большинство конструктивных компонентов мобильных устройств, является пластик, то воздействие повышенных температур или затопление приводит к уничтожению аппаратов и полной потере информации.

С другой стороны, в случае стихийных угроз человек стремится сберечь свой гаджет, чтобы обеспечить себе связь с внешним миром, и это существенно повышает выживаемость мобильных устройств. Парирование воздействия стихийных угроз затруднено в связи с неопределенностью момента возникновения самой угрозы, степенью ее опасности и характера возможного воздействия. Наиболее надежным способом ограничения последствий такого рода угроз может служить страхование мобильного устройства, а также резервное копирование данных, причем лучше всего на облачных сервисах.

Перейдем к рассмотрению техногенных угроз, которые обычно разделяют на две подгруппы. К внешним техногенным угрозам можно отнести неблагоприятные воздействия со стороны средств связи, сетей инженерных коммуникаций, транспорта. К внутренним – неисправности технических средств обработки данных, ошибки программных продуктов, предназначенных для обработки информации, отказы или некорректная работа некачественных вспомогательных средств и др.

Последствия воздействия со стороны этой группы источников угроз прогно-

зировать затруднительно, так как они напрямую зависят от свойств сложных технических устройств (напомним читателю, к примеру, о внезапно воспламеняющихся высокотехнологичных аккумуляторах одного из смартфонов). Каким-то образом скомпенсировать ущерб от техногенного аварийного воздействия, как и в случае стихийных угроз, можно только путем страхования рисков наступления события.

Заметим, однако, что в вопросе страхования мобильных устройств есть свои нюансы. Например, в некоторых кампаниях страховыми случаями не являются хищение и кража гаджета. Тут мы переходим к так называемым антропогенным угрозам.

Всем известно, что современное "брендовое" мобильное устройство – это дорогостоящая вещь, которая может быть у Вас украдена только по этой причине. Таких случаев абсолютное большинство. Вор рассчитывает получить выгоду от перепродажи самого "приватизированного" им устройства, пусть и по относительно невысокой цене. Ему, как правило, неинтересны Ваши данные, телефонные базы, фотографии. Однако кража современного смартфона – не такое уж распространенное преступление. Люди, делающие бизнес на воровстве мобильных устройств, уже столкнулись с определенными сложностями при сбыте такой "продукции".

Дело в том, что сотовые операторы и производители телефонов предприняли ряд мероприятий, позволяющих достаточно быстро определить местонахождение включенного смартфона, даже если в нем сменили sim-карту. Поиск осуществляется благодаря знанию серийного номера изделия. Смартфоны и мобильные телефоны снабжены встроенным IMEI – международным идентификационным номером, уникальным для каждого аппарата и состоящий из 15 цифр. При включении мобильного устройства этот номер автоматически передается оператору, и именно по нему происходит поиск украденных телефонов.

Как только IMEI появляется у оператора, с ним сопоставляется и телефонный номер sim-карты. Собственно, после этих действий отыскание смартфона является делом достаточно тривиальным. Как правило, это устройство находится у "очень удачливого" молодого человека, купившего мобильник у неизвестного лица по случаю, без документов и "за копейки". После посещения молодого человека представителями правоохранительных органов или хозя-



ином гаджета он остается, в лучшем для него случае, без мобильного устройства и без истраченных денег. Поэтому никому не рекомендуем приобретать мобильники "с рук", пусть даже и за гроши.

Правда, в России реализация вышеуказанного алгоритма поиска мобильного устройства серьезно затруднена из-за проблемы "серых двойников". Дело в том, что в результате завоза телефонов в Россию по "серой" схеме IMEI нередко перестает быть уникальным. То есть появляются дубликаты мобильных телефонов, которые мешают поиску воришек. А можно ли проверить, что телефон не "серый"?

Вообще-то существует целый перечень признаков "серости" мобильного гаджета. Самый простой и надежный способ проверки мобильного телефона на подлинность - сверить его IMEI с надписью на коробке, в гарантийном талоне или в "укромном месте" под батареей устройства. Достаточно набрать комбинацию *#06#, и на экране смартфона высветится набор из 15 цифр, которые должны в точности совпадать с указанными на коробке или гарантийном талоне.

Кстати, большая часть современных гаджетов содержит специальную программу, которая не позволяет "народным умельцам" изменять IMEI. Во многих европейских странах за выполнение подобной операции предусмотрена уголовная ответственность.

Еще одним способом противодействия воровству является применение специальных программ, позволяющих дистанционно выполнить действия по блокировке и определению местоположения украденного гаджета. Таких программ достаточно много, например: iTag, Avast! Mobile Security, Mobile Defense, Prey Anti-Theft, Plan B, SeekDroid Lite, AntiDroidTheft, McAfee Antivirus & Security, Cerberus, Lookout Security & Antivirus (Android/iOS), Android Lost Free, Kaspersky Mobile Security (Android/iOS) и др. Как правило, указанные программы обеспечивают выполнение ряда удаленных функций:

- блокировка функций устройства;
- деинсталляция приложений;
- отслеживание положения смартфона с использованием GPS-координат, Wi-Fi и GoogleMaps даже после замены sim-карты;
- блокировка нежелательных звонков, сообщений;
- скрытие нежелательной информации от людей, случайно получивших доступ к устройству.

Но стоит злоумышленнику просто выключить украденный гаджет - и программы, естественно, перестают работать. Но устанавливать какую-то разновидность такой программы всё-таки целесообразно, так как при ее наличии на устройстве шансы найти гаджет увеличиваются. Выбор же конкретной программы не играет большой роли.

Следующий способ отъёма денег у homo-mobilis - наглое вымогательство. Существуют основные три типа программ-вымогателей:

- шифрующие файлы;
- блокирующие работу системы;
- блокирующие работу в браузерах.

После "нечаянной" установки программы на гаджет жертвы программа-вымогатель обычно шифрует все файлы или блокирует работу устройства. Пока гаджет не заблокировался, пользователь ничего не замечает, так как все процессы проходят в фоновом режиме. Вслед за завершением зловерных действий на экране устройства появляется надпись с требованием заплатить деньги, как правило каким-нибудь анонимным способом (очень часто в качестве платы требуют Bitcoin). Запись иногда сопровождается грозными словами с упоминанием статей уголовного кодекса, которые якобы нарушил владелец гаджета.

Полиция и специалисты по кибербезопасности (в том числе "Лаборатория Касперского") периодически ловят преступников и выкладывают инструменты для восстановления пораженных вирусами гаджетов в Сеть. Однако современный вымогатель весьма и весьма продвинут. Он все чаще использует новые, и при том весьма сложные алгоритмы шифрования. Поэтому перспектива лишиться своих файлов (в какой-то отнюдь не прекрасный день) достаточно реальна для большинства активных пользователей Сети.

Да и легкость, с которой преступники получают деньги от вла-

дельцев пострадавших мобильных устройств, приводит к тому, что программы-вымогатели используются все чаще. По данным "Лаборатории Касперского", всего за год - с апреля 2015 г. по апрель 2016 г., разработанные "Лабораторией" программные продукты заблокировали 2 315 931 атак вымогателей, что на 17,7% больше, чем годом ранее.

Что же делать? Рекомендации вполне традиционны: достаточно часто производить резервное копирование, не открывать подозрительные письма и sms, устанавливать на мобильное устройство антивирус и регулярно вносить свежие обновления в программное обеспечение. При этом следует отчетливо понимать, что единственное, что наверняка поможет - это свежий "бэкап".

Если же вымогатели добрались до Вас, а "бэкапа" нет, то рекомендуется испробовать свежий антивирус, заимствованный из надежного источника. Если и его нет, или результаты применения неудовлетворительны - все равно не платите вымогателям. Да, они будут Вам обещать, что после получения соответствующей мзды важную для Вас информацию восстановят. Но где гарантия, что они это сделают после получения денег?

Те сотни долларов, которые требуют вымогатели за разблокировку мобильного устройства, - всего лишь детские шалости по сравнению с последствиями действий мобильных банковских "зловредов", которые могут полностью подчистить Ваши счета. Для жителей крупных городов времена толстых кошельков канули в небытие. Появление мобильного онлайн-банкинга значительно облегчило оплату счетов, но принесло и новые угрозы. Хотя система мобильного онлайн-банкинга защищена более серьезно по сравнению с традиционным онлайн-банкингом, попытки вскрыть мобильные виртуальные кошельки не прекращаются. В десятке наиболее часто атакуемых стран мира Россия по доле пострадавших пользователей (2,92 %) во втором квартале текущего года выдвинулась на второе место.

Фантазии преступников на этом поприще очень разнообразны. В ход идут поддельные сайты с просьбой ввести данные, письма и sms с "троянами", а также телефонные звонки с применением социальных технологий. Особой любовью у хакеров пользуются открытые сети Wi-Fi. С целью добывания информации преступники даже стали формировать собственные открытые сети Wi-Fi. Чтобы уменьшить вероятность кражи из электронного кошелька, пользователю необходимо соблюдать ряд правил:

1. Регулярно повышать безопасность мобильного устройства. Чем больше антивирусов, тем лучше.

2. Избегать случаев пользования мобильным устройством в общественных местах и бесплатным Wi-Fi для проведения банковских операций.

3. Обращать внимание на подозрительные e-mail и sms-сообщения.

4. Немедленно сообщать банку о любых подозрительных действиях.

5. Регулярно загружать обновления операцион-



Лаборатория Касперского

Лаборатория Касперского

Лаборатория Касперского

Лаборатория Касперского

Лаборатория Касперского

Лаборатория Касперского

Лаборатория Касперского

Лаборатория Касперского

Лаборатория Касперского

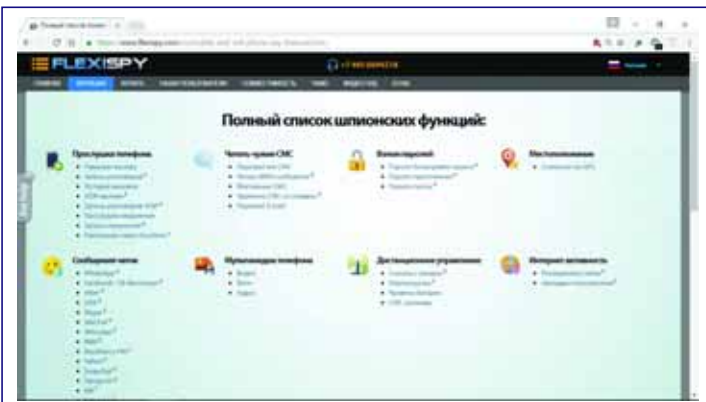
ных систем, программ и приложения, причем только из официальных источников.

К числу самых мощных и опасных инструментов электронного "зловредства" в отношении ничего не подозревающих пользователей мобильных устройств можно отнести так называемые государственные "трояны", разрабатываемые частными компаниями и продаваемые властям (точнее - соответствующим службам). На сленге это называется "законный перехват". Государственными органами обычно декларируется направленность перехвата информации только против террористов, педофилов и т.д. Однако кто мешает использовать эти "трояны" и для других целей? Специальные службы с помощью указанного программного обеспечения могут запросто "отследить" и оценить действия практически любого человека, используя данные GPS, сигналы базовых станций сотовых операторов, данные в соцсетях и телефонные звонки. Причем государственные границы "трояны" преодолевают с легкостью. Вот как выглядят, к примеру, основные возможности специального программного обеспечения FinSpyMobile, первоначально предназначавшегося для налоговиков:

1. Переадресация вызовов, SMS и электронных писем.
2. Незаметное для пользователя включение микрофона устройства.
3. Доступ к контактам, записям, файлам.
4. Определение местонахождения мобильного телефона с помощью GPS и данных сотовой сети.
5. Поддержка платформ iOS, Android, BlackBerry, Windows Mobile и Symbian.

Возникает и смежный с обсуждаемым вопрос: а что может "обычный гражданин" в части сбора информации о другом "обычном гражданине"? Оказывается, достаточно много. К примеру, в результате осуществления кратковременного доступа к мобильному устройству "партнера" на гаджет можно установить не вполне безобидный "троян", например FLEXISPY. Скриншот его титульной страницы позволяет оценить функциональные возможности очередного "зловредства".

Здесь есть все - от перехвата звонков до взлома паролей. FLEXISPY позиционируется как "полезная программка" для роди-



телей и работодателей. Стоит максимум \$349 в год - дорого, но добытая ею информация нередко оценивается намного дороже. После установки на мобильник FLEXISPY скрывает ярлык и ведет себя "очень скромно". Обнаружить практически невозможно.

Как можно со всем этим бороться? Правила опять-таки не слишком сложные, но придерживаться их нужно постоянно:

- не оставлять свое мобильное устройство без присмотра, особенно в местах, где с ним "может поработать" постороннее лицо: поставить шпионскую программу, скопировать данные, ну или снять деньги со счета.
- не производить с гаджетом действий, не разрешенных изготовителем.

Кстати, после установки программы FLEXISPY ее маленький агент, отслеживающий запретную активность пользователя, способен работать на любом компьютере. Однако для полноценного развертывания FLEXISPY на устройствах с ОС Android необходимо получить права РУТ (от англ. root - корень, или суперпользователь - специальный аккаунт в UNIX-подобных системах с идентификатором 0, владелец которого имеет право на выполнение всех без исключения операций), а на iPhone - выполнить так называемый "джейлбрейк" (англ. Jailbreak - "Побег из тюрьмы").

Подчеркнем, что "джейлбрейк" - официально не поддерживаемая корпорацией Apple операция, которая позволяет получить доступ к файловой системе ряда моделей устройств iPhone, iPod или iPad. В результате появляется возможность расширить возможности аппарата, например, сделать возможным поддержку тем оформления, твиков и установку приложений от сторонних источников (не App Store). Однако после джейлбрейка вы лишаетесь официальной гарантии на iPhone.

Точно так же, для получения РУТ-прав в операционной системе Android необходимо в зависимости от устройства выполнить особый алгоритм. Для разных гаджетов - уникальный алгоритм, универсального способа нет. Как и в случае с устройствами Apple, выполнение недокументированной процедуры получения РУТ-прав лишает пользователя гарантии на устройство.

Мобильные системы продолжают развиваться. Сегодня они представляют собой одно из магистральных направлений развития современной техники. Мобильные системы занимают в жизни человека все больше места. Но чем шире люди используют мобильные системы, тем больше преступников пытаются использовать мобильность человека в своих целях. Проявляйте разумную осторожность. П

Литература

1 В. Безмальный. Безопасность мобильных устройств. / Windows IT Pro/re, № 1 - 2014
 2. Михайлов Д.М., Жуков И.Ю. Под редакцией Ивашко А.М. Защита мобильных телефонов от атак. - М.: Фойлис, 2011. - 192 с.: ил.
 3. Андрей Косариков, Владимир Лагутин, Алексей Петраков. Утечка и защита информации в телефонных каналах. - М.: РадиоСофт, 2011. - 352 с.: ил.

Связь с авторами: bearam07@ya.ru

ИНФОРМАЦИЯ

Созданием первого смартфона компании Apple занимались две команды, у которых были совершенно разные подходы к тому, какой должна быть iOS. Одни предлагали взять за основу навигацию и управление посредством аналогичного имеющемуся в iPod сенсорного колеса. Вторая предлагала для управления использовать площадь сенсорного дисплея и у каждого пункта меню свои собственные иконки.

У команд не было никакой конкуренции, работали сообща и обменивались идеями. Но секретность была строжайшая. Был даже эпизод, который заставил всех здорово поволноваться, когда прототип iPhone забыли в самолете (секретный гаджет нашли через два часа).

Идея превратить iPod в iPhone была отве-



том на то, что все мировые производители в тот момент пытались вставить компьютер в телефон. Сенсорное колесо для управления системой должно было быть виртуальным и исчезать при просмотре роликов. Таким образом, шутка Джобса про iPhone в виде iPod с дисковым номеронабирателем была недалеко от истины. Всего рассматривали 17 разных концептов. В одном из вариантов предлагалось сделать набор номера, как в Nokia 3650 (см. фото), то есть разместить цифры по всему диску. Существовало понимание того, что это пустая трата времени, однако было потрачено несколько месяцев на внедрение сенсорного круга в систему. Все предлагаемые решения никого не устраивали, и надежда на то, что удастся воплотить эту идею в жизнь, тихо умерла... П

XIX Московский международный
Салон изобретений и
инновационных технологий

XIX Moscow International
Salon of Inventions and
Innovations and
Technologies

ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

XXIX

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

МОСКОВСКИЙ МЕЖДУНАРОДНЫЙ САЛОН ИЗОБРЕТЕНИЙ И ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

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

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

Международная научно-практическая конференция по правовой охране результатов интеллектуальной деятельности

Презентация высокотехнологичных проектов

Конкурсная программа

16-19 МАЯ 2017

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

АРХИМЕД



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

DIPLC

Kaliten
Al Var

Chairman of
International Invention Club
"ARCHIMEDES"



ОТДЕЛЕНИЕ "ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ И ТЕПЛОФИЗИКИ" - "ЛАБОРАТОРИЯ ЧЁРНОГО" В ЦИАМ

Александр Николаевич Крайко, д.ф.-м.н., начальник отдела. ГНЦ РФ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

Сергей Юрьевич Крашенинников, д.т.н., начальник отделения. ГНЦ РФ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"



Академик Л.И. Седов (1907-1999)



Академик Г.Г. Чёрный (1923-2012)



Профессор Г.Н. Абрамович (1911-1995)



Заместитель Г.Г. Чёрного к.т.н. Л.И. Соркин

1. Из истории "Лаборатории Чёрного"

Лаборатория "Газовой динамики" ЦИАМ (далее - Лаборатория), как и кафедра МФТИ, была создана в 1952 г. Инициатор её создания - бывший тогда заместителем начальника ЦИАМ член-корреспондент АН СССР (с 1953 г. академик) Леонид Иванович Седов. Во главе вновь созданной Лаборатории был поставлен 29-летний ученик Л.И. Седова, прошедший всю Великую Отечественную и закончивший в 1949 г. МГУ Горимир Горимирович Чёрный. Г.Г. Чёрный оставался начальником Лаборатории до 1970 г., а его влияние на выбор направлений научного поиска, уровень, методологию и стиль исследований, формирование коллектива и становление личностей теоретиков и экспериментаторов ощущалось до его смерти в 2012 г. Неоценимо и то влияние, которое не только через своего ученика оказал на учёных Лаборатории Л.И. Седов. Несколько позже в Лабораторию пришёл Генрих Наумович Абрамович - известный специалист по прикладной газовой динамике. Некоторое время спустя, приказом начальника ЦИАМ он был назначен научным руководителем Лаборатории.

В 1956-1970 гг. заместителем Г.Г. Чёрного был Лев Иосифович Соркин, взявший на себя организацию работ по воздухозаборникам и соплам ВРД, за газодинамическое совершенство которых изначально отвечала Лаборатория. Один из главных результатов его активной деятельности по созданию экспериментальной базы для изучения этих объектов - сверхзвуковая установка УВ - 16. Пройдя модернизацию и осовременивание, она и теперь является основным стендом для газодинамических исследований в Лаборатории. Творческий и инициативный подход Л.И. Соркина к перечисленным вопросам позволил Г.Г. Чёрному в большей мере направить свои усилия на формирование научного климата Лаборатории. Л.И. Соркин создал Г.Г. Чёрному такие условия для творчества, каких позднее у него никогда уже не было.

После Г.Г. Чёрного начальником Лаборатории примерно год был Л.И. Соркин. За ним до конца 1982 г. начальником Лаборатории был выпускник МФТИ Донат Алексеевич Огородников (1930-2000). При нём в 1975 г. Лаборатория стала отделением. В декабре 1982 г. Д.А. Огородников стал начальником ЦИАМ. Вместо него и.о. начальника Лаборатории менее чем на год стал Н.М. Беля-

нин, пока на этот пост по конкурсу не был избран Сергей Юрьевич Крашенинников, возглавляющий Лабораторию (теперь - отделение "Газовой динамики и теплофизики") до сих пор.

При создании Лаборатории её основной научный костяк составили связанные с Л.И. Седовым выпускники МГУ. Однако вскоре главную роль в пополнении Лаборатории научными кадрами стала играть кафедра МФТИ, на которой Г.Г. Чёрный читал курс "Теоретической газовой динамики". Став в 1970 г. кафедрой факультета "Аэромеханики и летательной техники" (ФАЛТ) МФТИ, она при активном участии учёных Лаборатории стала основным поставщиком в Лабораторию научной молодёжи. Уже 45 лет студенты МФТИ приходят в ЦИАМ, а затем в Лабораторию и в другие научные подразделения ЦИАМ с кафедры ФАЛТ.

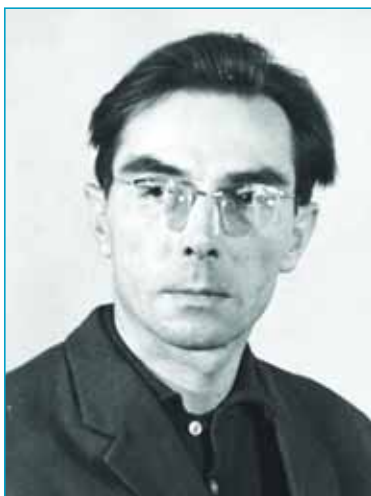
Начало 1950-х годов, когда была создана Лаборатория, - время революционного развития реактивной техники, около- и сверхзвуковой авиации и ракетной техники. Достойный вклад в советские аэрокосмические достижения внесли учёные ЦИАМ и его лаборатория "Газовой динамики". При этом с самого начала Г.Г. Чёрным были поставлены и решены на удивление разнооб-



Начальник Лаборатории в 1971-82 гг. Д.А. Огородников



Начальник Лаборатории с 1983 г. С.Ю. Крашенинников



К.т.н. И.П. Некрасов (1923-1978)

разные, важные для теории и приложений газодинамические задачи. Даже неполное их перечисление удивляет и восхищает.

2. О научных направлениях "Лаборатории Чёрного"

Ещё в дипломной работе (опубликована в 1954 г., включена в докторскую диссертацию в 1956 г.) Г.Г. Чёрный построил теорию течений в пограничном слое с поверхностями разрыва фазового состояния вещества. Эта теория нашла многочисленные приложения: при создании методов расчёта абляции тел, обтекаемых высокотемпературным потоком воздуха, и тепловой защиты вдувом газа через пористые поверхности камер сгорания и лопаток турбин.

В 1953 г. Г.Г. Чёрный решил крайне важную для описания работы сверхзвуковых воздухозаборников задачу об устойчивости течения в канале с замыкающим сверхзвуковой поток скачком уплотнения. Её актуальность определялась необходимостью организации эффективного торможения сверхзвукового потока в каналах воздухозаборников сверхзвуковых самолётов. Поэтому замыкающий скачок нужно располагать вблизи минимального сечения, где число Маха слегка больше единицы. В силу уравнений одномерного течения при фиксированном давлении на выходе из канала скачок может находиться и до, и после минимального сечения. Два стационарных решения сделали необходимым анализ устойчивости этих течений. В квазицилиндрическом приближении Г.Г. Чёрный показал, что при отсутствии отражения возмущений от сечения выхода из канала течение с замыкающим скачком в расширяющемся



Д.ф.-м.н. Г.М. Бам-Зеликович (1923-2001)

канале устойчиво, а в сужающемся - неустойчиво. В 1975-77 гг. ученики Г.Г. Чёрного в Лаборатории обобщили его результаты на произвольные каналы и коэффициенты отражения от сечения выхода.

В 1954-56 гг. Г.Г. Чёрный выполнил исследования, важные при создании простых ("инженерных") моделей течения в каналах. Он и Л.И. Седов при квазиодномерном описании таких течений обосновали процедуру осреднения параметров с сохранением интегральных характеристик потока. В 1956 г. Г.Г. Чёрный получил критерий, определяющий расход и тягу сопла при наличии закрутки. Двумерные расчёты, выполненные в Лаборатории через 20 лет, показали, что этот критерий применим при закрутках, уменьшающих расход на десятки процентов. В 1950-56 гг. Г.Г. Чёрный в рамках модели радиально уравновешенного течения поставил ряд задач оптимизации ступени турбомшины (раздел кандидатской диссертации в 1953 г.). Сложность этих задач и



К.т.н. Н.М. Белянин (1932-2011)

отсутствие в то время компьютеров не позволили довести их решение до обозримых результатов. Это сделано в Лаборатории в 1999 г.

При создании сверхзвуковых воздухозаборников нужно знать, как скачки уплотнения взаимодействуют с пограничным слоем. В решении этой проблемы ключевую роль сыграли исследования, начатые при участии Г.Г. Чёрного ещё до создания Лаборатории в Филиале ЦИАМ (тогда НИИ-1, а теперь - Центре им. М.В. Келдыша). Чтобы понять, как повышение давления в падающем скачке распространяется по дозвуковой части пограничного слоя и отражается от него, Г.Г. Чёрный в 1952 г. решил задачу о взаимодействии косоугольного скачка с текущим у стенки дозвуковым потоком. Внешний сверхзвуковой и пристеночный дозвуковой потоки считались невязкими, однако решение было получено в нелинейном приближении. В "докомпьютерную эпоху" такое стало возможно только благодаря чрезвычайно высокому теоретическому уровню исследователя (в 1949 г. Тзянь и Файнстон сумели решить ту же задачу лишь в линейном приближении).

В экспериментальном исследовании, результаты которого были опубликованы в год создания Лаборатории, его авторы, оставшиеся в НИИ-1 Георгий Иванович Петров и Валентин Яковлевич Лихушин (первый, ставший впоследствии академиком, а второй - начальником НИИ-1) и сотрудники новой Лаборатории Лев Иосифович Соркин и Игорь Петрович Некрасов получили чрезвычайно важные результаты. Главный из них - обнаружение "критического" перепада давления. В разных течениях при перепадах, меньших критического, поток в пограничном слое сохраняется практически безотрывным. При перепадах, превышающих критический, пограничный слой отрывается, а перепад давления на скачке, который образуется при обтекании зоны отрыва, равен критическому.

Пограничный слой может отрываться и при непрерывном торможении потока. Поэтому нужно знать, когда такой отрыв происходит, и наоборот, когда несмотря на торможение, реализуется безотрывное обтекание. В 1954 г. молодому сотруднику Лаборатории, ученику Л.И. Седова Григорию Михайловичу Бам-Зеликовичу на основе достаточно общих соображений о свойствах пограничного слоя с привлечением аппарата теории подобия и размерности удалось сформулировать требуемые условия для ламинарного и турбулентного пограничных слоёв. Затем ученик Г.Г. Чёрного Николай Михайлович Белянин нашёл зависимость критерия отрыва от числа Маха внешнего потока, температурного фактора и ряда других параметров. Тогда же он разработал весьма простой и несомненно на это достаточно точный интегральный метод расчёта турбулентного пограничного слоя на плоских и осесимметричных телах. Много лет метод Н.М. Белянина был лучшим среди методов указанного класса.

Взаимодействие скачков с пограничным слоем, его отрыв и способы предотвращения отрыва стали предметом интенсивных, в первую очередь, экспериментальных исследований, проводимых в Лаборатории. На начальном этапе определяющую роль в них играл И.П. Некрасов, защитивший в результате кандидатскую диссертацию (1956 г.). Позднее эти исследования были существенно расширены.

В середине 1950-х годов Г.Г. Чёрный создал принёсший ему мировое признание оригинальный асимптотический метод решения уравнений газовой динамики гиперзвуковых течений с сильными ударными волнами. Указанный период - время освоения больших сверхзвуковых ("гиперзвуковых") скоростей в ракетно-космических приложениях. Хотя для ЦИАМ и Лаборатории такие приложения в те годы не были основными, высокий научный уровень школы Л.И. Седова оказался востребованным. В итоге были получены результаты, прорывные не только в эпоху, предшествующую широкому применению компьютеров и численных методов, но и при их бурном



Рис. 1. Книга: Чёрный Г.Г. Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. М.: Физматгиз, 1959. 220 с.

последующем развитии. Тогда же, когда первые результаты численных расчётов гиперзвукового обтекания тел только становились реальностью, ценность метода Г.Г. Чёрного, позволявшего не только весьма просто получать приемлемые количественные данные, но и объяснять многие на первый взгляд непонятные особенности течений, оказалась чрезвычайно большой. В этом отношении его значение не утрачено и в наше время.

И во время создания, и позднее метод Г.Г. Чёрного оказался широко востребован. Во всём мире он вызвал появление обширной литературы, насчитывающей сотни работ. Все основные качественные результаты теории гиперзвукового обтекания тел, подтверждённые затем результатами вычислительной газовой динамики и экспериментами, первоначально были установлены методом Г.Г. Чёрного. Этим методом с привлечением "нестационарной аналогии" Г.Г. Чёрный изучил особенности гиперзвукового обтекания удлинённых тел с малыми затуплениями. Найденные при этом параметры подобия признаны универсальными. Выполненное Г.Г. Чёрным исследование гиперзвукового обтекания треугольных крыльев позволило дать полную классификацию возможных режимов их обтекания на всех углах атаки. Результаты, полученные этим методом в первые несколько лет его применения, составили основное содержание монографии, представленной на рис. 1. Вскоре она была издана в США. Исследование гиперзвуковых течений, включая изучение обтекания конусов совершенным газом с близким к единице показателем адиабаты и истечения сверхзвуковых струй в пустоту, продолжили в Лаборатории теперь с привлечением и численных методов ученики Г.Г. Чёрного.

В 1959 Г.Г. Чёрному за создание "Теории течений с сильными ударными волнами и её приложения к аэродинамике гиперзвуковых скоростей" была присуждена самая престижная для советских аэродинамиков "I премия и Золотая медаль им. Н.Е. Жуковского". Одновременно "II премию им. Н.Е. Жуковского" за "Цикл работ по исследованию пограничного слоя в сверхзвуковом потоке" получили семь исследователей: трое из НИИ-1 во главе с Г.И. Петровым ("Серебряная медаль") и четверо из ЦИАМ (все из Лаборатории: И.П. Некрасов, Г.М. Бам-Зеликович, Л.И. Соркин и А.И. Зубков). Н.М. Белянин стал лауреатом "Премии им. Н.Е. Жуковского" в 1977 г.

Второе по месту, занимаемому в исследованиях Г.Г. Чёрного, научное направление относится к течениям с детонационными волнами. Здесь первой решённой им задачей (1959 г.) стало обтекание конуса с детонационной волной Чепмена-Жуге. Такая волна возможна не только при строго определенном угле конуса ("угле Чепмена-Жуге"), но и при меньших углах, включая нулевой, когда конуса нет. При таких углах к ней примыкает течение разрежения, ограниченное ударной волной, а за ней до поверхности конуса следует течение сжатия. Обнаруженная конфигурация стала первым для нормального (в частности, совершенного) газа примером автомодельного течения с расходящимися из одной точки детонационной и ударной волнами "одного семейства". В развитие указанной работы недавно в Лаборатории выполнены исчерпывающие расчёты таких течений.

Продолжая начатые исследования, Г.Г. Чёрный и его аспирант Владимир Алексеевич Левин в 1960-х гг. установили асимптотические законы поведения детонационной волны. В 1967 г. В.А. Левин, построив приближённое решение задачи о сильном точечном взрыве в горючей смеси, получил критерий, определяющий время перехода пересжатой детонационной волны в волну Чепмена-Жуге. Начав свой творческий путь в Лаборатории, В.А. Левин (теперь - академик РАН) стал одним из ведущих учёных этого направления,

создав школу теоретического и экспериментального изучения детонации в Институте механики МГУ.

Работы по течениям с детонационными волнами, выполненные в Лаборатории Г.Г. Чёрным и под его руководством, сыграли решающую роль в понимании особенностей таких течений и в привлечении интереса к ним. Этот интерес поддерживался в Лаборатории и после ухода из неё Г.Г. Чёрного и В.А. Левина, не в последнюю очередь, благодаря продолжавшимся контактам с ними. Один из результатов этих контактов - изобретение Г.Г. Чёрным и А.Н. Крайко с коллегами из ЦИАМ принципиально новой схемы сверхзвукового пульсирующего детонационного двигателя (патент 1999 г.). Одно из отличий от таких двигателей известных схем в том, что в нём благодаря периодическим изменениям расхода топлива детонационная волна движется в сверхзвуковом потоке, а не в покоящейся горючей смеси. Для изучения процессов в камере сгорания такого двигателя в НИЦ (Научно-испытательном центре) ЦИАМ создана установка детонационного горения (рис. 2).

Эксперименты на ней в режиме "присоединённого трубопровода" подтвердили возможность инициирования волн детонации, движущихся против сверхзвукового потока хорошо перемешанной горючей смеси. Испытания с пилонами подачи топлива в камере сгорания обнаружили самоподдерживающийся автоколебательный режим с детонационными волнами, регулярно возникающими в конце камеры сгорания и затухающими вблизи пилонов. Такой режим наблюдался в модели без клапана изменения подачи топлива и постоянно или периодически работающего источника зажигания. Важные следствия его обнаружения - новые схемы детонационных двигателей, предложенные А.Н. Крайко, А.А. Баскаковым и др. (патенты 2013 и 2015 гг.). В последние годы в Лаборатории есть серьёзные достижения и в расчётно-теоретическом изучении течений с волнами детонации.

Г.Г. Чёрный был одним из инициаторов работ по гиперзвуковым летательным аппаратам с прямоточным двигателем сверхзвукового горения (ГПВРД). При нём в Лаборатории началась работа по модели водородного ГПВРД. Именно она, хотя и в другом подразделении ЦИАМ, в ноябре 1991 г. была успешно испытана в полёте на ракете системы С-200 при числе Маха 5.7. В ЦИАМ до середины 80-х годов работал руководимый Г.Г. Чёрным Всесоюзный семинар по ГПВРД (учёный секретарь семинара - сотрудник Лаборатории к.т.н. В.А. Виноградов).

Наряду с перечисленными выше проблемами Г.Г. Чёрный внёс существенный вклад в развитие одного из важнейших газодинамических направлений - построению оптимальных по сопротивлению (тела и их части), тяге (сопла), аэродинамическому качеству (крылья) и т.д. плоских, осесимметричных и пространственных конфигураций. Первое точное в рамках уравнений Эйлера решение задачи построения оптимальной формы получено Г.Г. Чёрным в ЦИАМ ещё до создания Лаборатории. В 1950 г. он рассмотрел плоские стационарные возмущения течения около клина, обтекаемого сверхзвуковым потоком с головным скачком "слабого семейства". Малые возмущения могли приходиться на скачок с набегающим потоком и от слегка искривлений образующей клина, а их эволюция определялась коэффициентами взаимодействия со скачком. В те годы задачей взаимодействия стационарных возмущений с косым скачком занимался ряд к тому времени весьма известных учёных (Дж. Лайтхилл, А.А. Дородницын). Наряду с большей полнотой и отсутствием ошибок отличие результатов начинающего инженера Г.Г. Чёрного от результатов других авторов состояло в приложении к задаче построения головной части плоского тела, которая при за-



Рис. 2. Установка детонационного горения в НИЦ ЦИАМ



Академик В.А. Левин

данных габаритах реализует минимум волнового сопротивления. Г.Г. Чёрный показал, что при обращении в нуль коэффициента отражения возмущений, приходящих на скачок от тела, оптимальная образующая - прямая. Разработанный Г.Г. Чёрным для получения этого результата метод "варьирования в характеристических полосках" с тех пор широко применяется при решении вариационных задач газовой динамики.

Позднее, уже в Лаборатории Г.Г. Чёрный и А.Л. Гонор выполнили важные исследования по построению осесимметричных и пространственных головных частей, оптимальных в рамках приближенных моделей "локального взаимодействия" (формулы Ньютона и Ньютона-Буземана). В дальнейшем под руководством А.Н. Крайко построение оптимальных аэродинамических форм стало в Лаборатории одним из главных научных направлений. Более того результаты её учёных в значительной степени определяют уровень данного направления в целом. В 1979 г. за работы по оптимальному профилированию ракетных сопел А.Н. Крайко с коллегами из других организаций удостоен Государственной премии СССР. Его многолетнее сотрудничество с двумя из них - Юрием Дмитриевичем Шмыглевским (1926-2007 гг., ВЦ АН СССР-РАН) и Леонидом Евгеньевичем Стернниным (НПО "Энергомаш") исключительно плодотворно. Основные результаты оптимального газодинамического профилирования в XX веке (в большинстве - учёных Лаборатории), описаны в монографиях, представленных на рис. 3.

В последующие годы работы по построению оптимальных аэродинамических форм получили в Лаборатории дальнейшее развитие. Основное внимание при этом уделяется многокритериальной

по его инициативе были начаты экспериментальные и теоретические работы по магнитной гидродинамике, электрогазодинамике, плазматронам, электроракетным двигателям и МГД-генераторам. Хотя Г.Г. Чёрный был одним из официальных руководителей этих работ, к тому же обсуждавшихся на руководимых им семинаре и научно-техническом совете, он не стал соавтором ни одной из многих публикаций по этой, тогда "новой" тематике.

Работы по новой тематике выполнялись в тесной кооперации с многими научными организациями СССР, в частности, с Институтом механики МГУ, директором которого Г.Г. Чёрный, оставаясь начальником Лаборатории, стал в 1960 г. О высоком уровне выполненных в указанных направлениях исследований можно судить по монографиям, представленным на рис. 5. Первая из них отмечена "Премией им. С.А. Чаплыгина". До этого (1964 г.), один из её авторов, А.Б. Ватажин был награждён "II премией и Серебряной медалью им. Н.Е. Жуковского". За создание рабочего образца ионного двигателя и испытание его на баллистической ракете руководитель работы - Г.Г. Чёрный был награждён "Золотой медалью ВДНХ СССР", а сотрудники Лаборатории - основные участники работы - дипломами МАП СССР. До начала 2016 г. исследования по электрогазодинамике успешно продолжались в Лаборатории под руководством д.ф.-м.н. профессора А.Б. Ватажина (1935-2016).

Высокий уровень работ по газовой динамике, который определили исследования, выполнявшиеся под руководством Г.Г. Чёрного, требовал расширения применения вычислительной техники, которая уже широко использовалась в теоретических исследованиях.

Настал момент, когда появилась вычислительная газовая динамика с моделированием течений на основе численного решения уравнений газовой динамики. Прорыв в этой области был сделан группой энтузиастов под руководством ученика Г.Г. Чёрного - А.Н. Крайко.

Первые работы по вычислительной газовой динамике выполнены в Лаборатории во взаимодействии с сотрудниками ВЦ АН СССР. Например, успех в расчёте неравновесных течений обеспечил предложенный А.Н. Крайко (1963 г.) простой способ интегрирования "жёстких" уравнений химической кинетики. Позднее учёные Лаборатории сыграли главную роль в применении разностной схемы С.К. Годунова (теперь - академика) в газовой динамике. Расскажем об этом подробнее.

Схема С.К. Годунова (СГ) была предложена её автором, когда он участвовал в атомном проекте. Безотносительно к газовой динамике статья с описанием СГ опубликована в "Математическом сборнике" в 1959 г. До 1969 г. единственной публикацией с решённой по СГ конкретной газодинамической задачей была статья С.К. Годунова, А.В. Забродина и Г.П. Прокопова (1961 г.) с расчётом обтекания с отошедшей ударной волной. Их результаты, однако, уступая расчётам, выполненным при решении той же задачи другими методами, не стали рекламой СГ. В противоположность этому первые же результаты расчётов по СГ смешанных течений в соплах (М.Я. Иванов и А.Н. Крайко, 1969 г.) продемонстрировали несомненные достоинства СГ. В 1970 г. эти результаты отмечены "I премией и Золотой медалью (А.Н. Крайко) им. Н.Е. Жуковского".

Начиная с 1969 г., СГ стала активно применяться в ЦИАМ и в сотрудничавших с ЦИАМ организациях для расчётов нестационарных и (установлением по времени) смешанных течений. Полный же триумф СГ наступил после реализации в Лаборатории в 1972 г. её сверхзвукового стационарного аналога для маршевого счёта свер-



Рис. 3. Монографии: Крайко А.Н. Вариационные задачи газовой динамики. М.: Наука, 1979. 447 с. и Крайко А.Н., Пудовиков Д.Е., Якунина Г.Е. Теория аэродинамических форм, близких к оптимальным. М.: "ЯНУС-К", 2001. 132 с.

динамическую, и прочностную задачи и удовлетворять ограничениям по допустимому уровню напряжений. Результат включения в программный комплекс оптимизации быстрого модуля пространственного расчёта напряжённо-деформированного состояния методом конечного элемента (К.С. Пьянков, Н.И. Тилляева, 2009 г.) демонстрирует рис. 4. На нём в разных ракурсах показаны распределения напряжений на оптимизируемой лопатке вентилятора. Созданный оригинальный программный комплекс на кластере из 30-ти одноядерных процессоров строит оптимальную лопатку за месяц непрерывного счёта. За такое же время зарубежные аналоги решают подобные задачи на кластерах из многих сотен и тысяч процессоров.

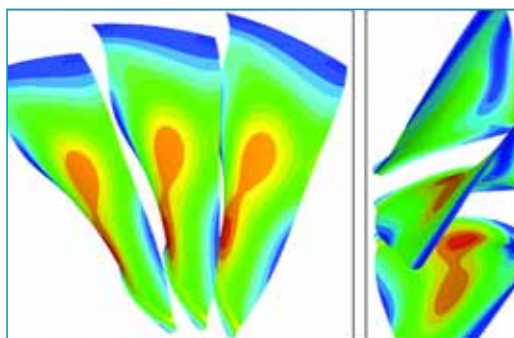


Рис. 4. Распределения напряжений, рассчитываемых при оптимизации лопатки вентилятора

Г.Г. Чёрный оказал неоценимое влияние и на те научные исследования в Лаборатории, по которым он не был автором или соавтором публикаций. Так, в начале 1960-

х гг. в Лаборатории



Рис. 5. Книги: Ватажин А.Б., Любимов Г.А., Регирер С.А. Магнитогидродинамические течения в каналах. М.: Наука, 1970. 672 с. и Ватажин А.Б., Грабовский В.И., Лихтер В.А., Шульгин В.И. Электрогазодинамические течения. М.: Наука, 1984. 344 с.



Рис. 6. Книга: Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976. 400 с.

хзвуковых течений. Простота реализации, малое время счёта и "робастность" сверхзвукового аналога СГ поставили его вне конкуренции со всеми созданными к тому времени различными схемами при решении любых задач сверхзвуковой газовой динамики. После этого СГ нашла широчайшее применение для расчёта нестационарных, смешанных и особенно стационарных сверхзвуковых течений всех размерностей. В работах, выполнявшихся с применением двух вариантов СГ, вместе с учёными Лаборатории участвовали специалисты других подразделений ЦИАМ, многих НИИ, ОКБ и ВУЗ'ов СССР. По их результатам в 1969-1975 гг. опубликовано почти четыре десятка статей в ведущих отечественных журналах.

Естественным результатом описанного развития стало написание монографии, изображённой на рис. 6. Состояние книги из библиотеки "Экспериментального машиностроительного завода им. В.М. Мясищева" - свидетельство востребованности СГ на аэрокосмических предприятиях СССР. Эта монография, названная из-за цвета переплёта "Жёлтой книгой" и ставшая настольной книгой отечественных вычислителей, сыграла решающую роль в поистине триумфальном шествии СГ по Советскому Союзу. За рубежом достоинства СГ были оценены почти с двадцатилетней задержкой. Те-



Рис. 7. Один из отделов Лаборатории в 1974 г. Стоят (слева направо): М.Я. Иванов, Р.К. Тагиров, В.Т. Гринь, А.Н. Крайко, Н.Н. Славянов, В.И. Копчёнов Сидят: А.М. Конкина, Е.Я. Черняк, В.М. Шуварикина, Л.П. Фролова, Н.И. Тилляева, Е.В. Шуварикина

перь, однако, разные её модификации стали и там основным инструментом вычислительной газовой динамики. На рис. 7 представлена фотография отдела Лаборатории, обеспечившего широкое распространение СГ в нашей стране.

В последующие годы в работах, выполненных в Лаборатории, СГ получила дальнейшее развитие. Хотя сам Г.Г. Чёрный не занимался вычислительной газовой динамикой, однако то, что учёные его Лаборатории внесли столь заметный

вклад в развитие этого научного направления, неслучайно.

Ещё одно из основных научных направлений Лаборатории изучение турбулентных течений начиналось с турбулентных струй, специалистом по которым Г.Н. Абрамович стал ещё до прихода в Лабораторию. Экспериментальное и расчётно-теоретическое изучение турбулентных струй продолжалось и далее, о чём свидетельствуют представленные на рис. 8 монографии 1974 и 1984 гг. Признание авторитета Г.Н. Абрамовича - руководимый им Всесоюзный семинар по турбулентным струям. В 1967-80 гг. его заседания регулярно проходили в ЦИАМ.

С привлечением новых средств и методов измерений и с развитием математического аппарата описания турбулентных течений, вычислительной техники и численных методов их исследования под руководством учеников Г.Н. Абрамовича - С.Ю. Крашенинникова и А.Н. Секундова продолжается и в наши дни. Существенно расширилось и многообразие изучаемых течений, а главными стали вопросы генерации и уменьшения шума и описания процессов горения.

А.Н. Секундов, занявшись разработкой дифференциальных моделей турбулентности для замыкания осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS), в 1971 г. построил одну из первых моделей этого типа. Позднее возглавляемому им коллективу удалось создать одну из наиболее удачных однопараметрических моделей турбулентной вязкости "v_t-92". Лишь несколько одно- и двухпараметрических моделей имеют сравнимую с "v_t-92" точность и универсальность.

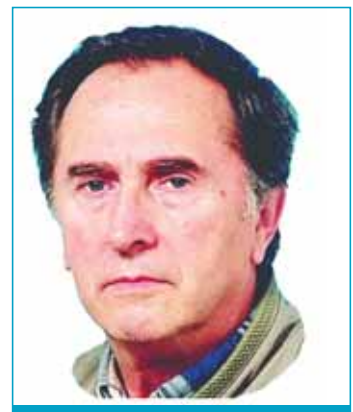
Наряду с дифференциальными моделями для описания коэффициентов переноса в связи с необходимостью описания горения серьёзным достижением стало получение уравнений для функций распределения плотности вероятности (ФРПВ) пульсаций. В 1972 г. В.Р. Кузнецов (1939-1994) получил уравнение, определяющее ФРПВ для пульсаций концентрации пассивной примеси. Это уравнение сыграло важную роль при разработке теории диффузионного горения с образованием вредных веществ в авиационных камерах сгорания. Крупное событие, суммирующее результаты этого направления, - выход изобретённой на рис. 9 монографии В.Р. Кузнецова и сотрудника ЦАГИ В.А. Сабельникова. В 1990 г. она издана в США. В 1987 г. вклад В.Р. Кузнецова отмечен "I премией и Золотой



Рис. 9. Книга: Кузнецов В.Р., Сабельников В.А. Турбулентность и горение. М.: Наука, 1986. 287 с.



Д.ф.-м.н. А.Б. Ватажин



Д.т.н. А.Н. Секундов



Д.т.н. В.Р. Кузнецов (1939-1994)



Рис. 8. Книги: Абрамович Г.Н., Крашенинников С.Ю., Секундов А.Н., Смирнова И.П. Турбулентное смешение газовых струй. М.: Наука, 1974. 272 с. и Абрамович Г.Н., Гиршович Т.А., Крашенинников С.Ю. Секундов А.Н., Смирнова И.П. Теория турбулентных струй. М.: Наука, 1984. 717 с.

медалью им. Н.Е. Жуковского".

Главные направления исследований С.Ю. Крашенинникова - связь процессов переноса в струях с лагранжевыми и эйлеровыми характеристиками турбулентности; эффекты нестационарности и турбулентности в отрывных течениях; влияние пограничных слоев, закрутки, трёхмерности, лепестков и шевронов на смешение и шум струй. В 2011 г. С.Ю. Крашенинников награждён "II премией и Серебряной медалью им. Н.Е. Жуковского" за работу "Разработка и обоснование предложений по технологиям снижения шума реактивной струи ТРДД". Вмести с ним премию получили три учёных Лаборатории: А.Н. Секундов, Д.А. Любимов и А.К. Миронов. Ранее А.Н. Секундов был лауреатом такой премии в 1992 г.

Шум реактивных струй, ставший теперь ещё одним из основных объектов исследования учёных Лаборатории, имеет в ней давнюю историю. Возглавив сопловую тематику, Л.И. Соркин в 1960-х гг. стал одним из ведущих специалистов этого направления. Тогда основным источником шума самолетов была реактивная струя и первые документы по определению их шума основывались на характеристиках шума струи. На рис. 10 показана брошюра, выпущенная в 1968 году Л.И. Соркиным со специалистами ЦАГИ и других организаций.

Основные этапы, ход исследований и результаты А.Н. Секундова, В.Р. Кузнецова, С.Ю. Крашенинникова и их коллег обсуждались на семинаре, который Г.Г. Чёрный продолжал вести в Лаборатории и после 1970 г.

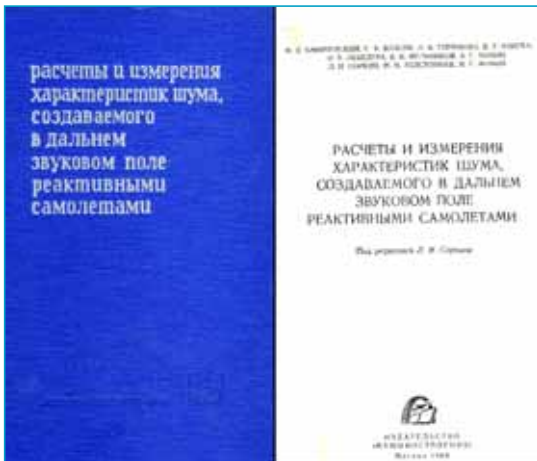


Рис. 10. Брошюра: Расчеты и измерения характеристик шума, ... / Под ред. Л.И. Соркина. М.: Машиностроение, 1968. 97 с.

витого до уровня универсальной программы, названной "СОBRA" (код Браилко). Следующим этапом стало широкое освоение методов вычислительного моделирования для решения всего разнообразия задач по тематике Лаборатории. Благодаря усилиям и инициативе учёных Лаборатории произошло освоение технологий вычислительного и экспериментального исследования трехмерных, отрывных и нестационарных течений. Ведущий специалист этого направления - к.т. н. В.А. Степанов.

После того, как замыкание RANS дифференциальными моделями турбулентности получило широкое развитие, настало время подходов следующего уровня - модели "крупных вихрей" (LES) и комбинирования LES и RANS. То, что и здесь учёные Лаборатории среди лидеров, подтверждают защищённые в 2014 г. учениками А.Н. Секундова докторская (Д.А. Любимов) и кандидатская (С.А. Чепрасов) диссертации. Совокупность описанных выше достижений Г.Г. Чёрного, его учеников и коллег каждое из которых имеет продолжение в исследованиях, ведущихся в Лаборатории, оправдывает название, данное ей в заголовке статьи.

Актуальность и востребованность описанных выше результатов Г.Г. Чёрного, Г.Н. Абрамовича, их коллег, учеников и последователей была обусловлена запросами авиакосмических НИИ и ОКБ, постоянная связь с которыми - традиция, родившаяся вместе с Лабораторией при определяющей роли Л.И. Соркина. Наряду с ним в работах по конкретным самолётам значителен вклад: по

воздухозаборникам - Д.А. Огородникова, Д.А. Брюшкова, Н.Н. Захарова и В.Т. Гриня, по соплам и реверсу - В.П. Сафонова, И.А. Браилко, А.А. Святогорова и Ю.М. Клёстова, по попаданию в воздухозаборник реверсивной струи и предметов с поверхности аэродрома

- С.Ю. Крашенинникова, Ю.М. Клёстова и Д.Е. Пудовикова.

К 70- и 50-летним юбилеям ЦИАМ (2000 г.) и Лаборатории (2002 г.) был создан уникальный ретроспективный сборник "Газовая динамика. Избранное" в 2-х томах. В нём 118 глав - заново отредактированных статей сотрудников Лаборатории, оказавших, по мнению составителей (А.Н. Крайко, А.Б. Ватажина и А.Н. Секундова), заметное влияние на развитие газовой динамики. Главы сгруппированы в 13 частей по темам: квазиодномерные течения, пограничный слой и взаимодействие с ним скачков уплотнения, гиперзвуковые течения, вариационные задачи газовой динамики и оптимальные формы, нестационарные течения, течения с детонационными волнами, численные методы, околосзвуковые течения, турбулентные струи, турбулентность, двухфазные, магнито- и электрогазодинамические течения. Введения и библиографии к каждой части дают достаточно полное представление о результатах учёных Лаборатории по названным темам. На рис. 11 представлен первый том второго издания этого сборника.

В 2003 г. к 80-летию Г.Г. Чёрного был создан другой также ретроспективный сборник работ юбиляра, 15-ти его учеников и коллег: Механика жидкости и газа. Избранное / Редакторы-составители А.Н. Крайко (отв.), А.Б. Ватажин, Г.А. Любимов. М.: Физматлит, 2003. 752 с. В него вошли работы пяти учеников и коллег Г.Г. Чёрного из Лаборатории (А.Н. Крайко, А.Б. Ватажина, А.Н. Секундова, Н.М. Белянина и Л.И. Соркина), а работы юбиляра включают не только, сделанные в Лаборатории. Однако и этот сборник - подтверждение того, что она - "Лаборатория Чёрного", особенно если учесть, что ещё три его ученика (А.Л. Гонор, В.А. Левин и А.И. Зубков) начинали свой творческий путь в ней.

Высокий уровень исследований, сформированный благодаря основателям научных и прикладных направлений работы Лаборатории, частично отражен в выпущенном к 80-летию ЦИАМ сборнике "Теоретическая и прикладная газовая динамика" в 2-х томах. Его 1-й том представлен на рис. 12. Сборник содержит 44 главы, сгруппированные в 5 разделов: 1. Прикладные задачи газовой динамики; 2. Задачи, связанные с горением; 3. Аэроакустика; 4. Задачи оптимизации; 5. Физическая газовая динамика. Как правило, главы сборника - расширенные варианты статей, которые незадолго до его выхода были опубликованы (или приняты к печати) в ведущих периодических изданиях соответствующих профилей. Более близкое ознакомление с материалами сборника показывает, что учёные "Лаборатории Чёрного" достойно продолжают дело её первого Руководителя.



Рис. 11. 1-й том сборника: Газовая динамика. Избранное. В 2-х томах. Издание второе. Исправленное. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2005. Т. 1. 720 с., т. 2. 752 с.

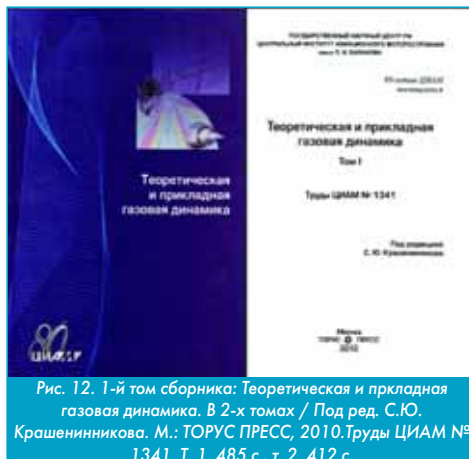


Рис. 12. 1-й том сборника: Теоретическая и прикладная газовая динамика. В 2-х томах / Под ред. С.Ю. Крашенинникова. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. Труды ЦИАМ № 1341. Т. 1. 485 с., т. 2. 412 с.

В РАЗВИТИЕ СТАТЬИ ("ДВИГАТЕЛЬ" №4 2015)

"Заметки к вопросу о перспективных двигателях"

Дмитрий Александрович Боев, помощник генерального директора ГНЦ РФ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"
Александр Владимирович Ефимов, научный сотрудник ГНЦ РФ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

Современное авиационное двигателестроение переживает время совершенства своей основной тяги – газотурбинных двигателей. Путь интенсификации процессов в ГТД достиг своего практического потолка. Может быть и нет необходимости снова превращать электрическую энергию в механическую и стоит вспомнить о существовании, например, электрических или ионных двигателей?

Modern aviation engine-buildings is experiencing a time of perfection of their main energy source – gas turbine engines. The methods of processes intensification in GTE have reached its practical limit. Maybe there is no need to convert electrical energy into mechanical and it is worth remembering the existence of, for example, electric or ion engines?

Ключевые слова: авиадвигателестроение, ракетные двигатели, электродвигатели, ионные двигатели.

Keywords: aviation engines, rocket engines, electric engines, ion engines.



В нашей предыдущей статье [8] описывались некоторые результаты исследования модельной установки ионного двигателя, работающего в условиях атмосферы. Исследования проводились в рамках совместной работы ЦИАМ - школа "Интеллектуал", см. [3,4,5].

Школьниками была сконструирована и изготовлена модель летательного аппарата на основе описания, взятого из [6]. Модель поднималась в воздух с помощью ионного движителя.

Замеры усилия, развиваемого макетом ионного движителя ($U = 30$ Кв и ток $I = 0,15$ ма), проведенные в школе "Интеллектуал", показали, что при принятых авторами параметрах конструкции подъемная сила составляет 10 г. Учитывая, что вес модели составлял 3 г, избыточная подъемная сила составила 7 г. При уменьшении напряжения до 21,4 Кв и тока в 0,15 ма, подъемная сила составила 1,427 г.

Если отнести полученные величины избыточных подъемных сил к суммарной площади ячеек модели, выяснится, что с каждого квадратного метра поверхности аппарата, применяя те же параметры, какими мы оперировали в эксперименте, можно получить, соответственно, 250 г и 106,6 г. Для сравнения: если отнести суммарные тяги двигателей существующих типичных летательных аппаратов к суммарной площади их поверхности, то получим для взлетного режима 11 кг/м² и 2,5 кг/м² для крейсерского режима полета. Таким образом, если бы всю площадь реального летательного аппарата превратить в электростатическое устройство, аналогичное использованному в нашем эксперименте, то для того, чтобы он мог обеспечить полёт, следовало бы увеличить эффективность ионного двигателя минимум в 10 раз для крейсерского режима, и в 44 раза - для взлетного режима.

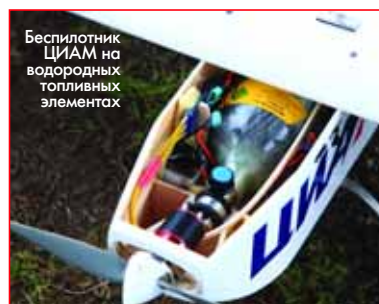
Мы хотели показать в этой и предыдущих статьях, что в принципе, существующие методы энергетических приводов атмосферных летательных аппаратов, применяемые сейчас - с помощью тепловых двигателей различного класса - не являются единственно возможными. Другое дело, что для того, чтобы реально использовать, скажем, "ионный ветер" как привод для атмосферного летательного аппарата, нужно весьма немалые силы и средства вложить в исследование процесса. Без этого все эти рассуждения так и останутся профанацией и пустым фантазёрством.

То, что для прогресса в приводах летательных аппаратов нужны

новые идеи, многим становится ясно. Как следствие - поиск различных кандидатов на роль тягового двигателя для перспективных летательных аппаратов. Отсюда же - появление немалого количества проектов и

даже уже летающих машин с распределёнными силовыми установками. В роли тяговых двигателей применяются в разных конструкциях различного типа электромоторы. Практически почти все они являются экспериментальными аппаратами. Многие из них используют

солнечные энергетические элементы для производства весьма длительных перелётов. Так, совсем недавно совершён на подобных устройствах полёт вокруг Земли. Для реального применения в серийных моделях летательных аппаратов предстоит ещё решить ряд серьёзных проблем, связанных с передачей энергии от двигателя к движителю, типа потерь при передаче, возникновения мощных электрических полей вокруг бортовой силовой сети, весовых несовершенств. Естественно, одной из проблем будет и преобразование низковольтного сгенерированного тока в более высоковольтный. А главный вопрос - где все это разместить и как передать? Пока неясно: способны ли мы, с нашим состоянием техники достойно закрыть эти вопросы.



Во всех этих упомянутых (и не упомянутых) современных поисках нового источника тяги для летательных аппаратов прослеживается одна общая тенденция: разделение двигателя и движителя. Если ГТД максимально возможно объединил эти машины, причём до такой степени, что и сами двигатели не смогут вам толком

указать границу между ними, то идеи, возобладавшие на новом витке спирали прогресса, вновь сделали вопрос открытым. В качестве перспективного силового привода летательных аппаратов, разрабатываемого ОКБ мира, весьма часто видятся уже упомянутые нами распределённые силовые установки, где работающий в спокойной обстановке (по типу очень большого ВСУ или газотурбинной установки) на борту ГТД посредством различного рода трансмиссий - механической, газовой, гидравлической, электрической - снабжает энергией множество распределённых по ЛА движителей.

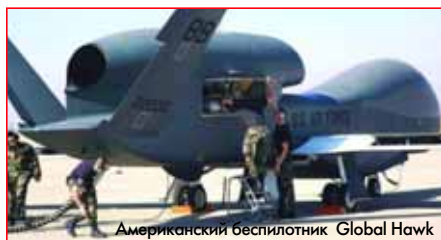
С другой стороны, весьма распространённым стал и класс БПЛА и масштабных моделей, использующих тяговые электродвигатели, аккумуляторные, конденсаторные накопители энергии, или же водородные и иные топливные элементы, выраба-



9-двигательный Самолёт Капрони 1921 г



Проект многомоторного аппарата darya-viol-1500-ed



Американский беспилотник Global Hawk

тывающие электроэнергию для этих двигателей. Некоторые из этих моделей находятся на грани пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов. Впрочем, последнее - пока экзотика.

В проектах аналогичных машин, имеющих в качестве источника энергии бортовой ядерный реактор, недостатков в недавнем прошлом не было. Однако, ни одна из таких машин, в том числе и те, где бортовой ЯРД работал как маленькая электростанция, так и не полетела. Хотя некоторые дошли уже до стадии летающей лаборатории (мы об этом писали ранее в журнале "Двигатель" - [10, 11]).

Заметим, кстати, что история изобретательства явно замыкает некий виток: первыми двигателями (не считая мускулолётов), которые пытались применить на летательных аппаратах ещё в XIX веке, наряду с паровыми, были электрические. И изобретатели оставили попытки их применения - как выяснилось, на время - в связи с появлением работоспособных двигателей внутреннего сгорания: поршневых, а после и газотурбинных.



Проект дирижабля с атомной силовой установкой и распределёнными тяговыми двигателями (по журналу "Техника-молодёжи" конца XX века)

Впрочем, надо оговориться, что в обширной классификации патентного ведомства, разделы "двигатели" и "летательные аппараты" уже который век являются одними из наиболее пополняемых.

С другой стороны, уже не один десяток лет разрабатывается тема электроракетных двигателей различного класса: ионно-плазменных, на ячейках Холла и иных конструкций. Эти двигатели работают

в условиях вакуума, для внеатмосферных летательных аппаратов и в качестве рабочего тела используют ускоряемую плазму из газов различного рода (обычно - инертных, например - ксенона), запас которых хранится на борту [9]. Двигатели этого типа, при мощности в десятки киловатт, обеспечивают удельные импульсы тяги в тысячи и десятки тысяч секунд (за счёт крайне высокой скорости рабочего тела, разгоняемого магнитным полем. Время огневой работы таких двигателей - тысячи и десятки тысяч часов при многократном включении. При всём том, для использования в атмосферных летательных аппаратах они не пригодны, вследствие того, что воздух, как смесь разных газов, да ещё и водяных паров попросту гарантирует пробой системы высокого напряжения движителя.

В монографии института им. Курчатова [9], представлено исследование ионных двигателей в условиях вакуума (как и все прочие исследования этой группы двигателей). Для повышения в таких двигателях прозрачности для рабочего тела ("прозрачности") плазменного электрода на большую величину, чем 60-70 % (как у обычно применяемых), можно использовать в них уско-



Ионный двигатель

ряющие системы со щелевыми апертурами. В таких системах электроды представляют собой пластины с прорезанными в них длинными тонкими щелями.

Двигатель ЭРД-50, разработанный в Центре Келдыша, предназначен для марсианского экспедиционного комплекса. Единичный модуль должен иметь мощность 30 кВт, обеспечивать удельный импульс тяги 7000 с и время огневой работы не менее 15 000 ч. При этом суммарная мощность ЭРДУ у поверхности планеты должна составлять 15 МВт. Каждый электрод состоит из 170 стержней, растягиваемых пружинами для сохранения геометрических параметров при нагреве системы. Для проверки правильности принятых решений, а также в целях отработки технологии изготовления щелевых ИОС и изучения особенностей работы, разработана и изготовлена лабораторная модель ионного двигателя ИД-180П.

Другим вариантом щелевой конструкции электродов является набор параллельных стержней или натянутых струн. Основной этих материалов в перспективе могут быть сетки из графитовых волокон. И конструкция ионного двигателя (например, ИОС-250 разработки института им. Курчатова) очень сильно похожа на ту "рамочку", что испытывали школьники из "Интеллектуала". И, может быть, стоит поискать вариант такой конструкции и для работы в атмосфере, на воздухе? Благо, что здесь рабочего тела предостаточно и с собой возить не надо. Другое дело, что очевидного решения поставленных здесь вопросов не находится, и в первую очередь, именно потому, что в таком разрезе эту проблему пока всерьёз не рассматривали. Возможно, это дело нашего будущего. И, может быть и не столь уж отдалённого.

Поживём - увидим...

ЛИТЕРАТУРА

1. Работа ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей. Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. ЦИАМ М. 2004 г.
2. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий. В.И. Бабкин, М.М. Цховребов, В.И. Солонин, А.И. Ланшин. Научно-технический журнал "Двигатель" № 2 2013 г.
3. Некоторые результаты исследования электростатического двигателя. Д. Власенко, В. Квитко, В. Кузнецов, А.В. Ефимов. Научно-технический журнал "Двигатель" № 2 2008.
4. Ионлет или к вопросу об "эффекте Бифульда-Брауна". В. Кузнецов, А. Роговский, А.В. Ефимов. Научно-технический журнал "Двигатель" №4 2009.
5. Поиски "Эффекта Бифульда-Брауна". М. Щукин, А.В. Ефимов. Научно-технический журнал "Двигатель" №3 2010.
6. Удивительные электронные устройств. Электроника для начинающего гения. Б. Яннини М Press 2008 г.
7. Ионные двигатели для космических полетов. Э. Штулингер. М. Машиностроение. 1968 г.
8. Заметки к вопросу о перспективах ионных движителей в авиации. Д.А. Боев, А.В. Ефимов, ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова Научно-технический журнал "Двигатель" №4 2015.
9. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / О.А. Горшков, В.А. Муравлёв, А.А. Шагайда; под ред. академика РАН А.С. Коротева. М.: Машиностроение, 2008. 280 с
10. История атомного самолета в кратком изложении. Н. Александров, Научно-технический журнал "Двигатель" № 1, 2004 (31), С. 22
11. Вклад ОКБ Н.Д. Кузнецова в создание атомного самолета. Г.М. Горелов, Л.М. Ширкин, Научно-технический журнал "Двигатель", № 2 2011 (7 4), С. 28

Связь с автором: boeff@ciam.ru krylat@mail.ru

ТУРБУЛЕНТНОСТЬ

ГАЗОВЫХ ГИГАНТОВ

Юрий Михайлович Кочетков, д.т.н.

Александр Иванович Бажанов, член-корр. РИА и МИА

Космос является уникальной газодинамической лабораторией, в которой, как нигде на Земле, воспроизводятся экстремальные параметры и где можно наблюдать воочию великолепные турбулентные состояния атмосферы планет, их динамику и взаимопревращения. Газодинамические картины Космоса удивляют, обескураживают и даже пугают. Процессы в атмосферах планет и их спутников превышают мыслимые и немыслимые параметры газодинамических процессов, происходящих только может быть в камерах ЖРД, РДТТ или ЯРД. Анализ уникальных явлений позволил обобщить некоторые фундаментальные теоретические понятия.

Space is unique gas dynamic laboratory, in which as anywhere on the Earth, extreme parameters are reproduced and where it is possible to observe personally magnificent turbulent conditions of atmosphere of planets, their dynamics and interconversions. Gas dynamics pictures of Space surprise, discourage and even frighten. Processes in atmospheres of planets and their companions exceed conceivable and inconceivable parameters gas dynamic processes occurring only can be in chambers of liquid rocket engines, rocket engines of firm fuel or nuclear rocket engines. The analysis of some unique phenomena has allowed to generalise some fundamental theoretical concepts..

Ключевые слова: турбулентность, вихрь, торсионный жгут.

Keywords: turbulence, a whirlwind, torsion harness.

Вновь возвращаясь к турбулентности Космоса, следует отметить её уникальную, поистине неповторимую особенность проявляться в совершенно неожиданных ситуациях и формах, которые всего вероятнее невозпроизводимы на Земле. Это и понятно, ведь Земля - это всего лишь подмножество Космоса бесконечно малого порядка. По сравнению со Вселенной - это её дифференциал. Ещё долго, а точнее всегда, пока существует, Человечество будет наблюдать великолепные отличия космических явлений от земных. Оно будет с благодарностью пополнять багаж своих знаний, внимательно изучая это вечно-бесконечное пространство.

Внимательное исследование проблем Космоса и планет Солнечной системы даёт на сегодняшний день однозначный ответ: "В других местах, помимо Земли, нас не ждут". Да, не ждут! Колонизация других планет на сегодняшний день - невозможна. Слишком много денег тратим на разборки внутри человеческого общества. Да и знаний маловато. Советские «Венера» (рис. 1) и «Марс», а также американские космические проекты "Вояджер-1" и "Вояджер-2", "Новые горизонты", "Кассини", лунная миссия и другие, вселяют в Человечество надежду на светлое будущее. Человек всегда хотел найти разум во Вселенной для верховного общения и новые места для обитания. Он всегда будет смотреть со своей маленькой планеты в Космос и, чтобы ему это не стоило, стремиться туда.



Рис. 1. Космический аппарат "Венера-9" (1975 г.)

На сегодняшний день из всех планет Земля наиболее пригодна для человека. Именно он для неё и создан. Здесь есть вода, атмосфера и магнитное поле. Гравитация и термогазодинамические условия являются комфортными для жизни на её поверхности. Этого нельзя сказать про другие планеты и их спутники. Наиболее обсуждаемая планета Марс, к сожалению, пустынна и отличается жестокими длительными пыльными бурями. Возможность поселиться в жидкой среде Юпитера и плавать в безбрежном океане аммиака и водорода - малопривлекательна. Куда лететь? На Европу? Ганимед? Ио? Пока не понятно. Но! Исследования продолжаются. Видимо, самое важное пока в этих исследованиях - антропологический аспект. На примере других планет возможно делать проекцию на развитие нашей планеты. Как всегда по аналогии. Также по аналогии проецировать происходящие на других планетах процессы на возможные процессы в будущем на Земле.

Космос, как уже говорилось, является большой газодинамической лабораторией с неисчерпаемыми примерами турбулентных проявлений с экстремальными параметрами.

Динамика газовых планет

Движение поверхностных слоёв газовых планет всегда сопровождается возникновением вихрей большой мощности, торсионных жгутов и скоростным относительным перемещением газовых слоёв различной плотности. Степень турбулентности, как и на Земле, определяется режимом скоростей, давлений и температур. Чем плотнее атмосфера и выше температура планеты, тем турбулентные эффекты сложнее и необыкновенно дифференцированы. На всех газовых гигантах Солнечной системы - Юпитере, Сатурне, Уране и Нептуне - эти эффекты проявляются весьма рельефно. При упоминании этих планет в воображении всплывают такие космические явления как мегаштормы, сверхураганы и т.п. Эти природные явления обусловлены особенностями термодинамического состояния планет. Многие из планет из-за разности температур на полушариях омываются высокоскоростными потоками, направленными по касательной к поверхности планеты.

Другие планеты из-за огромной энергии изнутри испытывают радиальную конвекцию. Некоторые из-за большой гравитации обдуваются однонаправленным поступательным потоком газов из атмосферы. В результате такой набор причин, влияющих на движение атмосферы и собственно толщу самой планеты, обуславливают быстротекущие микропроцессы турбулентности.

На Юпитере самым ярким эффектом турбулентного движения является Большое красное пятно размером 24 на 12 тыс. км. Это самый большой вихрь, зафиксированный в Солнечной системе. Этот вихрь вращается с огромной скоростью, которая на периферии достигает величины 480 км/ч (~133 м/с). Такая скорость соответствует скорости продуктов сгорания в камере ЖРД. Этот вихрь не имеет "глаза", он сплошной, что говорит о его принципиальном отличии от воронкообразного вихря при урагане. Вращение его определяется смежными касательными потоками, направленными в противоположные стороны. Совершенно очевидно, что эти потоки порождают также торсионные жгуты, которые трудно зафиксировать в опыте на Земле, а в природе они редко встречаются в силу их пространственной радиально-продольной парности [1]. Уникальная картина, иллюстрирующая это устойчивое турбулентное состояние, очень рельефно проявляется на Юпитере в области экватора вблизи Большого красного пятна (рис. 2). При внимательном рассмотрении в этой области можно увидеть парные жгуты, компенсирующие смежные кручения потоков и гарантирующие их устойчивость.

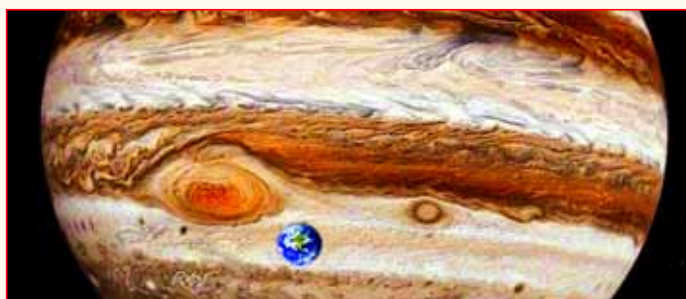


Рис. 2. Большое красное пятно и торсионные жгуты на Юпитере. Земля (голубая) справа внизу для сравнения

Наблюдениями установлено, что экваториальная поверхность шарового слоя вращается противоположно вращениям полярных сегментов атмосферы планеты. Этот потрясающий эффект сегодня наблюдается только на Юпитере. Точного объяснения ему пока ещё нет, но это может происходить из-за инерционности ядра из металлического водорода в центре планеты и конвективных потоков, порождаемых внутренними источниками энергии из недр планеты, в два раза превышающих энергию, поступающую от Солнца. Такой S-образный профиль скорости вращения предусматривает область торможения потока до нуля.

Причём на границе соприкосновения таких стратифицированных потоков возникают высокоградиентные вихри Кельвина-Гельмгольца (рис. 3). Эти вихри полностью два раза опоясывают планету по окружности, что придаёт ей вид планеты бушующего урагана.



Рис. 3. Высокоградиентные вихри Кельвина-Гельмгольца на Юпитере

Вторым газовым гигантом является Сатурн. Это - планета штормов. Вихри водяного пара, дождь и лёд господствует в атмосфере этой планеты. Турбулентные высокоскоростные течения здесь повсюду. Ярким проявлением турбулентности на этой планете является гигантский гексагон на северном полюсе [2]. Причина его появления в настоящее время является предметом дис-

куссии учёных. Авторы в цитируемой работе идентифицировали его как конвективную ячейку Бенара. Турбулентность на Сатурне по структуре идентична турбулентности на Юпитере в области экватора (рис. 4). Здесь также имеются различные торсионные устойчивые образования и градиентные волны Кельвина-Гельм-

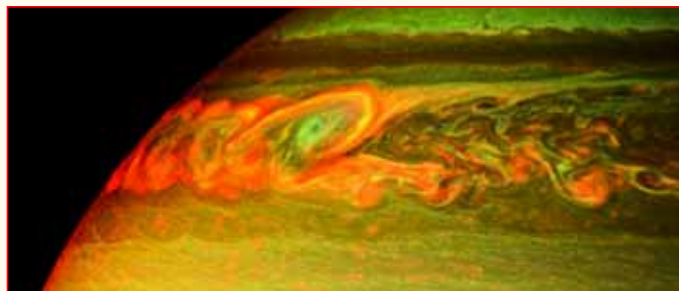


Рис. 4. Торсионные жгуты на Сатурне

гольца. Спутник Сатурна Титан также отличается мегабурями, но из метана. На нём отмечается полоса белых метановых облаков, периодически проливающих на поверхность метановые дожди.

К газовым планетам причисляют и Уран. Но он в основном состоит из льда, окруженного гелиево-водородной атмосферой. Это самая холодная планета Солнечной системы. Она имеет очень низкую плотность атмосферы и очень мало выделяет из своих недр энергии в виде тепла, в силу чего турбулентность на этой планете не отличается активностью. Уран не является бушующей планетой с мощными штормами и мегациклонами. На этой планете царствует предельная форма турбулентности - ламинарность. И хотя скорость в атмосфере достигает 500 м/с, это - самая тихая и голубая планета Солнечной системы (рис. 5).

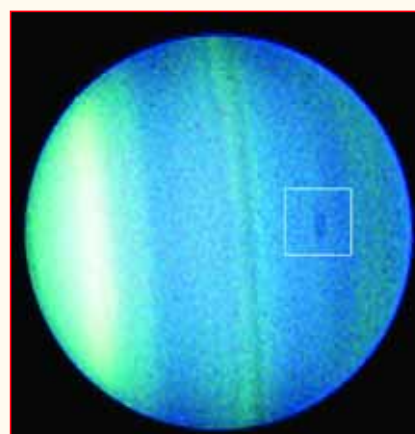


Рис. 5. Снимок Урана с помощью космического телескопа "Хаббл" (в белой рамке обнаружено тёмное пятно)

А вот у Нептуна весьма плотная атмосфера. Тем не менее она очень подвижна. В обсерватории Кека зафиксировали в атмосфере Нептуна мощные штормы. Были отмечены высокие белые облака и скоростные потоки до 2100 км/ч (580 м/с). Это самые быстрые ветры в Солнечной системе. По-видимому, причиной таких ветров является огромная энергия, которую производит Нептун внутри своих недр. Эта энергия намного больше той энергии, которую даёт ему Солнце.

В 1989 г. во время пролёта аппарата "Вояджер-2" в южном полушарии планеты было выявлено Большое тёмное пятно, точно такое же, как Большое красное пятно на Юпитере (рис. 6). Это пятно - могучий ураган, и он является визитной карточкой Нептуна.

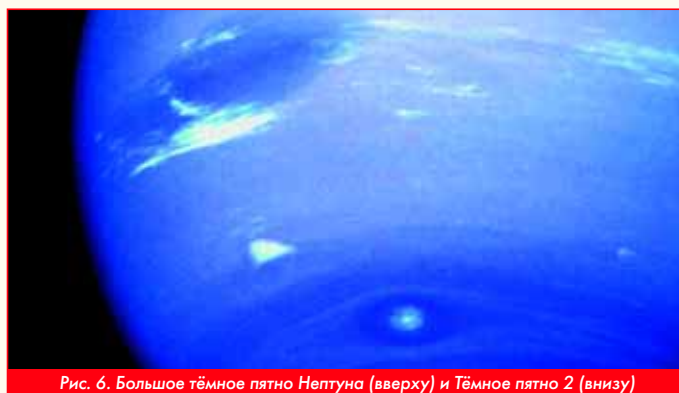


Рис. 6. Большое тёмное пятно Нептуна (вверху) и Тёмное пятно 2 (внизу)

Устрашающая свирепая турбулентность Космоса

Далее речь пойдёт о Венере и двух экзопланетах, обнаруженных у ближайших звезд в нашей галактике - Млечный путь.

Венера не является газовым гигантом, как не является и гигантом вообще. Но атмосфера её уникальна. На первых этапах её изучения она преподнесла сюрпризы и продолжает преподносить их и сейчас. Так, первые спускаемые аппараты были раздавлены в атмосфере Венеры, давление которой у поверхности оказалось почти в сто раз превышающее земное. Атмосфера Венеры состоит в основном из углекислого газа (96,5 %), а сплошные облака - из серной кислоты. Её температура у поверхности тоже не совсем обычная: она высокая, порядка 464°C, и практически не имеет разницы между дневной и ночной сторонами, а так же между экватором и полюсами. И поэтому тем более не понятен механизм возникновения и поддержания высокой скорости потоков, достигающих величин порядка 100 м/с на высоте верхнего слоя облаков. При снижении спускаемого аппарата станции "Венера-8" в 1972 г. измерение скорости ветра на разных высотах показало, что у верхней границы облаков она составляет 100 м/с, а у поверхности - всего 0,5 м/с.

Ещё одним неожиданным открытием стало то, что с момента начала наблюдений скорость вращения облаков заметно увеличилась. Если в 2006 г. скорость ветров, дующих с востока на запад, на низких широтах составляла 85 м/с, то спустя шесть лет она увеличилась почти на треть - до 119 м/с.

Ученые предполагали, что наличие высокоскоростных потоков должно приводить к появлению в районе полюсов мощных вихрей. И предположение получило подтверждение - в 2006 г. на южном полюсе Венеры были обнаружены два находящихся рядом и вращающихся в одном направлении воронкообразных вихря (рис. 7). Они существовали рядом достаточно долго, вплоть до 2010 г., когда было обнаружено исчезновение одного из них.

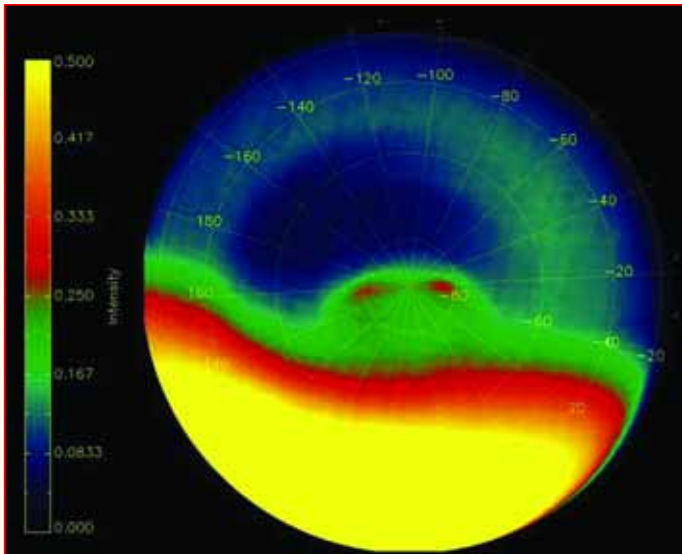


Рис. 7. Фотографии в инфракрасном диапазоне двойного вихря на Южном полюсе Венеры (получены космическим аппаратом "Venus Express" в 2006 г.)

Совсем недавно появилась возможность открывать и изучать планеты, находящиеся в других звёздных системах. И в первую очередь были обнаружены планеты, которые по своим размерам соответствовали гигантам Солнечной системы. Один из них - Осирис, находится на расстоянии 150 световых лет от нас и вращается вокруг звезды HD 209458 в созвездии Пегаса. Это одна из самых изученных экзопланет, обнаруженных за пределами Солнечной системы.

Учёные, наблюдающие за Осирисом с помощью космического телескопа "Хаббл" (Hubble Space Telescope), установили, что там дует ветер из угарного газа (CO), скорость которого составляет примерно 2 км/с (7,5±2,5 тыс. км/ч). Причина такой скорости ветра кроется в сильном разогреве планеты её звездой, т.к. удалена она от звезды всего на 7 млн км (1/8 расстояния

между Меркурием и Солнцем). Кроме того она всегда обращена к светилу одной стороной, температура поверхности которой достигает 1000 °С. Другая сторона, не получая энергии, значительно холоднее. Разница температур вызывает сильные ветра, а исходя из состава атмосферы - угарный газ - можно предположить, что течение близко к критическому звуковому. В силу удаленности Осириса от Земли не удастся рассмотреть рельефные узоры турбулентности, но, учитывая, что скорости приближаются к сверхзвуковым, можно предположить, что эти узоры весьма миниатюрные.

Особенностью этой планеты является то, что этот газовый гигант под действием высокой температуры и огромного давления не может удержать свою атмосферу. Различные газы, находящиеся в атмосфере, преодолевают гравитационное поле планеты, разгоняясь до огромных скоростей. Благодаря чему HD 209458 b стала уникальной планетой, имеющей свой кометоподобный хвост, состоящий из потока планетных газов (рис. 8).

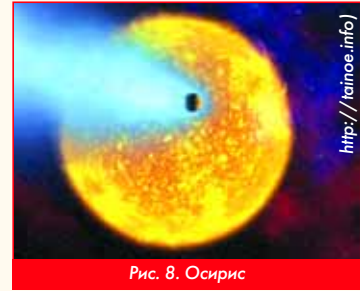


Рис. 8. Осирис

Известна ещё одна планета - ярко-голубой газовый гигант HD 189733 Ab - обращающаяся вокруг оранжевого карлика и находящаяся на расстоянии 63 световых года. О ней известно уже достаточно много. Во-первых, она находится от своего светила в 30 раз ближе, чем Земля от Солнца, а, во-вторых, её размер и масса немного больше Юпитера. Времена оборота планеты вокруг своей оси и вокруг своей звезды равны, в результате она повернута к светилу всё время одной стороной. Из-за этого на освещённой стороне температура порядка 1500 К, а на тёмной - 1200 К.

С помощью космического телескопа "Спитцер" удалось измерить температуру атмосферы планеты, которая изменяется от 425 до 930 °С. При этом самое горячее место на поверхности смещено на 30° в направлении вращения планеты (рис. 9), что свидетельствует о том, что атмосфера движется, и движется с ураганной скоростью. По оценке учёных эта скорость приблизительно 9600 км/ч (свыше 2 км/с). Сразу же хочется сказать, что потоки сверхзвуковые. Но! Не надо торопиться с выводами. Не всегда такие скорости являются таковыми. Следуя теореме 5 [3], будем всегда помнить, что в сверхзвуковом потоке турбулентность отсутствует, а в данном случае скорость звука при критических условиях должна быть несколько больше чем 2500 м/с. Всё очень просто: такие критические скорости звука реализуются, например, для водорода (~4000 м/с) или гелия (~3000 м/с). Можно сделать вывод о том, что атмосфера этой планеты в основном состоит из названных элементов - у этих элементов очень маленькая молекулярная масса. На рис. 10 эта планета выглядит как обитаемая, благодаря голубому цвету, но он существует благодаря наличию в её атмосфере частичек силикатов, рассеивающих видимый свет в синей части спектра.



Рис. 9. Распределение температуры атмосферы на HD 189733 Ab

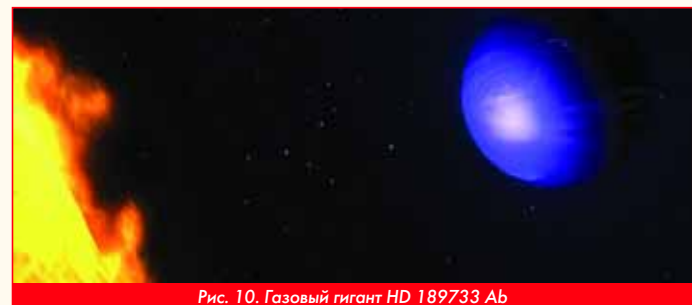


Рис. 10. Газовый гигант HD 189733 Ab

Теоретические заметки

Анализ рассмотренных турбулентных явлений на планетах Космоса даёт колоссальную пищу для умов учёных, а именно строит базис и добавляет к уже известным истинам бесценные новые сведения по процессам турбулентности и вообще по пространственной термогазодинамике. Совершенно очевидным становится утверждение о том, что мерой движения является не скорость \vec{V} , а импульс $\vec{j} = \rho\vec{V}$ [4]. И тогда, в этом случае следует вернуться к основополагающим понятиям газовой динамики: ротор, кручение и ускорение потока. Эти понятия тесно связаны с такими понятиями как: материальная точка и материальная трубка тока. В работе [5] было дано определение материальной точки как элементарного континуума. Была названа граница перехода от дискретной совокупности точек (молекул) к непрерывной субстанции в виде конечного замкнутого объёма, в котором заключена непрерывная текучая среда. Характерный размер этого объёма был определён в 1000 Å. В соответствии с трудами замечательных русских учёных: Владимира Ивановича Шевцова (крупный специалист по проблемам гетерогенного горения, к.ф.-м.н.), Евгения Ивановича Гусаченко (специалист по проблемам дисперсности двухфазных продуктов сгорания металлизированных СТТ, к.ф.-м.н.) и Николая Николаевича Иванова (заслуженный изобретатель, академик МААНОИ, к.ф.-м.н.), плодотворно работающих над проблемами горения металлизированных твёрдых ракетных топлив и дисперсионной конденсированных продуктов их сгорания, появилась уникальная возможность представить названный дискретный переход в виде математической границы воспроизводимости функции распределения Больцмана и Максвелла в основополагающих уравнениях Энского [6] и перевода их в уравнения сохранения (импульса, энергии и т.д.). Граница перехода была определена экспериментально по результатам проведения и обработки нескольких сотен экспериментов по отборам конденсированных частиц из бомбы постоянного давления и модельных камер сгорания. Необходимая выборка из совокупного ансамбля частиц составляла именно 1000 штук. Было установлено, что после достижения этой величины функция распределения достоверно воспроизводилась.

В данной работе предлагается на базе определения материальной точки по аналогии ввести понятие материальной линии тока, т.е. элементарной трубки тока и считать трубкой тока цилиндрическую струйку диаметром 1000 Å. При этом макротечение становится возможным представлять как совокупность индивидуальных элементарных струек, имеющих конкретный импульс (количество движения) \vec{j} .

Рассматривая теперь космические эффекты под этим углом зрения, становятся понятными детали течения. Воронкообразные вихри на Венере объясняются простым переплетением спиральных трубок тока. Торсионные жгуты на Юпитере также представляются как плотно уложенные (подобно волосьям косам) трубки, строго упорядоченные друг относительно друга. В такой интерпретации не должно быть разрывов этих трубок, а турбулентность представляется не как пульсирующие оторвавшиеся куски этих трубок, а как непрерывное, уложенные в определённом порядке конские волосы.

Что же в этом случае представляет тогда вихрь? Обратимся к формализму Гамильтона:

$$\text{rot } \vec{j} = \text{rot} [\vec{\omega} \times \vec{r}],$$

где $\vec{\omega}$ - материальная угловая скорость ($\vec{\omega} = \rho\vec{\omega}$),

r - радиус-вектор.

$$\text{Тогда } \text{rot} [\vec{\omega} \times \vec{r}] = \vec{\nabla} \times [\vec{\omega} \times \vec{r}] = \vec{\omega} (\vec{\nabla} \cdot \vec{r}) - \vec{r} (\vec{\nabla} \cdot \vec{\omega}).$$

В первой скобке дивергенция от радиуса-вектора равна 3, а во второй скобке дивергенция $\vec{\omega}$ равна нулю. И получается, что $\text{rot } \vec{j} = 3\vec{\omega}$.

Последнее выражение подсказывает структуру воронкообразного вихря. Он трёхмерный и имеет продольную координату. В случае обычного плоского вихря, зависящего только от радиуса вращения, $\text{rot } \vec{j} = 2\vec{\omega}$.

Если рассматривать простое сдвиговое течение, например,



область пограничного слоя, то $\text{rot } \vec{j} = \vec{\omega}$.

При этом закон трения Ньютона, уже с учётом использования понятия импульса вместо скорости, можно записать

$$\tau = \nu \frac{d\vec{j}}{dn}.$$

Здесь ν - кинематическая вязкость.

Кручение потока, которое наблюдается на Юпитере (рис. 2) и Сатурне (рис. 4), пока с точностью до константы можно представить в зависимости от момента количества движения K :

$$\text{rot rot } j \sim \text{rot } K,$$

а аналог кориолисова ускорения, точнее силы Кориолиса, как векторное произведение $[\text{rot } \vec{j} \times \vec{j}]$.

Отмеченные нововведения уже были использованы при выводе релаксационного уравнения импульсов и представлены в работе [7].

Литература

1. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Торсионные жгуты // Двигатель №4, 2014 г.
2. Ю.М. Кочетков, А.И. Бажанов. Турбулентность солнечной системы // Двигатель №3, 2016 г.
3. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Вектор Навье-Стокса // Двигатель №6, 2014 г.
4. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Вывод уравнения импульсов из начал термодинамики // Двигатель №3, 2016 г.
5. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Молекулярно-кинетический тензор // Двигатель №1, 2016 г.
6. Дж. Гиршфельдер, Ч. Картисс, Р. Берд. Молекулярная теория газов и жидкостей // М. изд. Иностранной литературы, 1961 г.
7. Ю.М. Кочетков. Турбулентность. Четвёртое начало термодинамики или первое начало термогазодинамики // Двигатель №4-5, 2016 г.

Связь с авторами: swgeorgy@gmail.com



Художественная интерпретация двойного вихря на Венере

УТРО ВЕЧЕРА МУДРЁНЕЕ



"Разум - капитал ума"
Автор

Валерий Игнатьевич Гуров,

д.т.н., начальник сектора ФГУП "ГНЦ ЦИАМ им. П.И.Баранова"

Можно предположить, что всё, происходящее в доступной нашему анализу части физической Вселенной и её отдельных подсистемах, имеет циклический, волнообразный характер развития. Всё измененно, колеблется в своих параметрах между взаимно противоположными экстремумами, и всё в какой-то мере повторяется, будучи изменённым. Как морские волны - ни одна из них не повторяет другую ни по форме, ни по характеру, но все они неизбежно единообразны. Принятие такой позиции может во многих обстоятельствах оказаться полезным, прежде всего для правильной оценки человеком изменения своего настроения, состояния, поведения... Волнообразный характер развития согласуется с принципом поляризации, характеризующим условия реализации единства и борьбы противоположностей, а также с принципом иерархии, указывающим на необходимость качественного изменения системы для достижения ее развития и перехода в новое состояние. При этом новое состояние, в какой-то мере повторяя предшествующее, не копирует его: изменение идёт, как правило, по спирали, либо - восходящей, либо - нисходящей. Целесообразно уточнить, что принцип - не закон: он характеризует лишь направление протекания процесса или системы. Вспомним хотя бы принцип Ле Шателье-Брауна [1], в соответствии с которым система однозначно перестраивается под воздействием внешних сил. Применимость этого принципа универсальна: от физических систем до систем социальных.

Дышит Вселенная, дышит человек, дышит природа... Вдох-выдох, это тоже цикл. В свое время был поражен второй строфой (из трех) стихотворения "Молитва" Михаила Лермонтова, ставшего любимым песенным творением Елены Образцовой:

*- Есть сила благодатная
В созвучье слов живых
И дышит непонятная
Святая прелесть в них...*

А вспомните чарующую строку из поэмы "Медный всадник" Александра Пушкина : "...одна заря сменить другую спешит, дав ночи полчаса...". День-ночь - цикличны. И так на любой из вращающихся планет Вселенной. Корни нашей высокой поэзии в самой практичной прозе жизни.

Мне уже довелось писать о возможностях реализации [2] основных способностей человека: любить, творить и выбирать. Инструментами их реализации являются ум, сердце и душа. Творец наделил человека этой триадой в надежде на ее гармоничное развитие. Ведь разум - это развитый ум, сердце - благодатная основа для развития великодушия, а душа - посредник между телом и духом. "Стяжи дух мирен и тысячи вокруг тебя спасутся" - таково напутствие Серафима Саровского всем нам, желающим достигать по времени ускользящие высоты духовного совершенствования. В этом процессе достижения просматривается единство и борьба между потребностями тела и устремленностью к высотам духа. Неизгладимое впечатление на меня произвели духовные откровения гениального авиационного конструктора Игоря Сикорского - задушевного приятеля нашего корифея Андрея Николаевича Туполева. В книге Игоря Ивановича "Небо и Небеса" очень доходчиво представлены размышления о молитве Господней и интересные толкования образа Великого Инквизитора из главы романа Достоевского "Братья Карамазовы". Кстати, в небесах (в отличие от неба) нет беса. Еще более, кстати, бытует утверждение: "Чтобы почувствовать себя русским, надо: побывать в Москве, проплыть по Волге от истоков до ее устья и прочитать упомянутый роман Федора Михайловича. А русский, тот, кто жи-

вет в России, проникся ее менталитетом и верно служит ее процветанию!"

Ум можно уподобить стартовым деньгам. Сможем ли мы превратить деньги в капитал или зароем их в землю? Сможем ли мы капитализировать ум в разум или...? Ведь разум - развитый ум или ум рассуждающий, что блистательно раскрыто в древнем труде "Книга притчей Соломоновых". В объеме всего двадцати одной страницы заключена удивительная мудрость. Кстати, в главе 13 притчей есть прямое возражение современной ювенальной юстиции, навязчиво внедряемой в России: "Кто жалеет розги своей, тот ненавидит своего сына". Наказание не дает развиваться безнаказанности, а, следовательно, безответственности. Примеры нашей сегодняшней жизни во многом подтверждают сказанное. Ответственный человек старается следовать очень простому стереотипу: "Сказал - сделал, не сделал - тоже сказал", а поведение безответственного человека трудно спрогнозировать, что очень затрудняет общение с ним.

Развитие разума имеет вне сомнения волнообразный характер: от сомнения к утверждению, от тупика понимания к ясности прозрения, особенно когда в работу мышления активно подключается подсознание. Фантастические возможности работы подсознания интересно раскрыты в книге [3] с учетом включенного в нее труда Анри Пуанкаре "Математическое творчество". Можно только предположить о непостижимой пока связи подсознания с информационным полем Вселенной. Как иначе объяснить свидетельства о вычислителях-феноменах, которым требуется лишь мгновение на раздумье, чтобы сообщить вам, сколько минут или секунд прошло с начала нашей эры? По Анри Пуанкаре работа сознания дает как бы толчок "пробуждению" подсознания и этот процесс носит циклический характер. Итак, разум развивается путем рассуждений с принятием на веру того, что человеческому разуму недоступно. Пока или никогда. То, что для нас непостижимо, но проявления чего явны - есть объект веры. И в таком виде воспринимается разумом. Волнообразный характер развития Человечества проявляется циклическим чередованием эпох первенства науки с эпохами господства религии. Яркая иллюстрация этого - история России с постоянными периодами переходов от рационализма к вере и обратно. Ныне происходит возврат к духовным источникам развития страны. Путь развития Человечества через смену господствующих эпох оказывается плодотворным, так как позволяет системе подниматься на более высокий уровень (по принципу иерархии) своего развития, путём самоосознания и самоосмысления своего существующего положения.

Уместно задаться вопросом: а какова реальная ценность понимания волнообразного характера развития систем? Какая польза человеку от знания того, что наша физическая Вселенная сейчас расширяется, а затем начнет сжиматься? Или того проще: какая разница в каком обществе мы живем? Было бы хлеба сполна, и зрелищ поболее разных. Такую позицию понять можно, но разделять ее человеку с высокой капитализацией ума - трудно. Трудно потому, что верное понимание характера развития нашей Вселенной дает понимание ее ограниченности по размеру, а по-сему укрепляет веру (по принципу поляризации) в бесконечность Божественной Вселенной. Это углубляет религиозное мировоззрение с благодарственным поклоном в сторону научного анализа. А все-таки, возвращаясь с небесных высот на грешную землю, зададимся вопросом: "Как любой человек может применить знания о циклическом характере развития к пониманию, например, состояния своего здоровья?" Известно: комфортное состояние здоровья чередуется с состоянием некомфортным, причем с четко обозначенными циклами: почему? В 70-х годах прошлого века японские исследователи обнаружили странную статистику. Наибольшее число смертей людей, преимущественно мужчин, приходится на особый возраст, который без остатка делится на семь.

Тщательный анализ обнаруженной закономерности показал, что этот семилетний цикл совпадает с циклом обновления всех систем организма человека за счет мобилизации его внутренней энергии. Очевидно, что на самом пике обновления затрачивается максимальная энергия организма, что требует некоторой минимизации (на 10-15%) напряженности любой деятельности человека, причем с возрастом период указанной минимизации расширяется. В среднем, для мужчины в 70 лет он может составлять плюс-минус полгода от "пикового" возраста. Знание семилетней закономерности развития организма усиливает человека, так как позволяет ему избежать паники при некотором ухудшении самочувствия с приближением, скажем, к возрасту в 91 год. Твердо знай, что по весне майской с приближением к 92-м годам можно ожидать улучшения самочувствия.

Меня всегда восхищает глубокая народная мудрость, скрытая в том числе и в народных пословицах. Наверняка каждый из нас с детства знает вроде бы нехитрую пословицу "Утро вечера мудренее". Не принимай решения с вечера, дай возможность подсознанию получить информацию свыше и передать его сознанию. Не найти лучшего времени, чем не обремененной помехами ночи, для плодотворного сопряжения сознания и подсознания с принятием оптимального решения. Главное при этом - настойчиво "достучаться" до подсознания и суметь погрузиться в глубокий сон.

Далеко не каждому дано этого достичь, но могу уверенно подтвердить: успокаивающее молитвенное обращение к Высшим силам иногда помогает. А последующая этому самоорганизация и приведение человека в состояние внутренней гармонии с миром весьма способствует проявлению максимума творческих способностей при следующем цикле жизненной волны.

Хочу надеяться, что мои размышления найдут позитивный отклик у читателей и воодушевит меня на описание наблюдений и результатов анализа по вопросу о сопряжении резонансов физического и духовного. Настройка приёмника в резонанс с передающей станцией позволяет ясно и чётко принимать весьма несильный сигнал удалённого источника, а резонанс духовный необыкновенно усиливает возможности человека. **П**

Литература

1. Гуров В.И. Принцип постадийности - направление совершенствования сложных технических систем. Энергия: экономика-техника-экология, №4, 2013.
2. Гуров В.И. Дедушка и внучка. Энергия: экономика-техника-экология, №9, 2015.
3. Адамар Ж. Исследование психологии процесса изобретения в области математики.- Советское радио. - Москва, 1970.



XIII МОСКОВСКИЙ МЕЖДУНАРОДНЫЙ ИННОВАЦИОННЫЙ ФОРУМ ТОЧНЫЕ ИЗМЕРЕНИЯ — ОСНОВА КАЧЕСТВА И БЕЗОПАСНОСТИ

проводится в соответствии с распоряжением Правительства Российской Федерации от 5 апреля 2014 г. № 541-р

17-19 мая 2017 г., Москва, ВДНХ, павильон 75, «Россия»

СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫЕ
ВЫСТАВКИ



ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ

Консолидация усилий власти, науки и бизнеса в развитии отечественного приборостроения для обеспечения нужд промышленности и оборонного комплекса страны, а также повышение эффективности российской системы измерений, совершенствование нормативной базы метрологии с учетом международных тенденций в целях поддержки инноваций и их продвижения

ДИРЕКЦИЯ ФОРУМА

129344, Москва, ул. Искры 31, корп. 1, Технопарк ВДНХ
Тел./Факс: +7 (495) 937-40-23 (многоканальный)
www.metrolexpoprom.ru
E-mail: metrolexpoprom.ru

ПРОГРАММА ФОРУМА

- METROLEXPO-2017**
Метрология и Измерения
13-я выставка средств измерений, испытательного оборудования и метрологического обеспечения.
- CONTROL&DIAGNOSTIC-2017**
Контроль и Диагностика
6-я выставка промышленного оборудования и приборов для технической диагностики и экспертизы.
- RESMETERING-2017**
Учёт энергоресурсов
6-я выставка технологического и коммерческого учёта энергоресурсов.
- LABTEST-2017**
Лабораторное оборудование
5-я выставка аналитических приборов и лабораторного оборудования промышленного и научного назначения.
- PROMAUTOMATIC-2017**
Автоматизация
5-я выставка оборудования и программного обеспечения для производственных процессов.
- WEIGHT SALON 2017**
Весовой салон
Выставка весового оборудования.

Организаторы



Поддержка



Стратегический партнер



Генеральный спонсор



Ключевые партнеры выставки



Международные партнеры



Устроитель и выставочный оператор



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

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

(Продолжение. Начало в 4-6 - 2015, 1-5 - 2016)

ПЕРВАЯ МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНАЯ И ПЕРВАЯ КОСМИЧЕСКАЯ РАКЕТА Р-7

История разработки Р-7 широко и подробно освещена практически всеми средствами массовой информации, изложена в мемуарной и художественной литературе, а также в документальном и художественном кино. Так что излагать эту историю достаточно просто - имеется множество информационных материалов. Но в то же время и трудно - повторяться не стоит, а "откопать" что-нибудь новое очень сложно. Но, используя основную канву этой истории, сделаем попытку обратить внимание читателя на некоторые мало исследованные моменты создания Р-7.

Перспектива создания ракеты межконтинентальной дальности была определена на этапе утверждения эскизного проекта по ракете Р-3 на дальность 3000 км выпуском правительственного Постановления от 4 декабря 1950 г., которым предусматривалось проведение работ по теме Н-3: "Исследование перспектив создания РДД различных типов с дальностью полёта 5000 - 10 000 км с массой боевой части 1 - 10 т". К выполнению работ привлекались ведущие ОКБ оборонной и авиационной промышленности, отраслевые и академические НИИ. В работах участвовали коллективы ОКБ-1, ОКБ-456, НИИ-1, НИИ-885, НИИ-3, НИИ-4, ЦИАМ, ЦАГИ, НИИ-6, НИИ-125, НИИ-137, НИИ-10, НИИ-49, Математический институт им. А.Н. Стеклова и др.

Кооперация предприятий интенсивно работала в рамках принятых решений, причём многие работы были начаты ещё на стадии проведения работ по ракете Р-3 и теме Н-3.

В результате проведённых работ был сделан выбор схемы ракеты, её оптимальные размеры, начальная масса, топливо, количество ступеней, величина тяги двигателей и другие характеристики. В продолжение работ по теме Н-3 была открыта тема Т-1 (правительственное Постановление от 13 февраля 1953 г.): "Теоретические и экспериментальные исследования по созданию двухступенчатой баллистической ракеты с дальностью полёта 7000-8000 км". Завершением работ по этой теме планировался выпуск эскизного проекта двухступенчатой баллистической ракеты массой до 170 т с отделяющейся головной частью массой 3000 кг и дальностью полёта 8000 км. Этим эскизным проектом были начаты практические конструкторские работы по созданию межконтинентальной баллистической ракеты (МБР).

Далее в хронологической последовательности приводятся правительственные Постановления, организационные и технические решения и происходящие в соответствии с ними события в истории создания ракеты Р-7 и её модернизированного варианта Р-7А.

2 июня 1952 г. - утверждён итоговый научно-технический отчёт по работе по теме Н-3.

16 июля 1952 г. - ОКБ-1 направило в ОКБ-456 ТЗ на разработку двигателей для баллистической ракеты дальностью полёта 7...8 тыс. км.

13 февраля 1953 г. - вышло правительственное Постановление о проведении работ по созданию МБР Р-6 (тема Т-1).

4 июля 1953 г. - ОКБ-1 направило в ОКБ-456 уточнённое ТЗ на разработку двигателей для МБР Р-6.

30 сентября 1953 г. - в ОКБ-456 выпущен в пяти томах эскизный проект двигателей РД-105 и РД-106 для ракеты Р-6.

Октябрь 1953 г. - внесены изменения в ТЗ на разработку МБР в части увеличения массы доставляемого груза.

5 января 1954 г. - на совещании Главных конструкторов принято решение о завершении нового эскизного проекта к 1 мая 1954 г.

30 января 1954 г. - на совещании Главных конструкторов согласованы основные характеристики МБР с новой головной частью и установлен индекс новой ракеты - Р-7.

май 1954 г. - ОКБ-1 направило в ОКБ-456 на согласование проект ТЗ на двигатели для ракеты Р-7.

20 мая 1954 г. - вышло Постановление СМ СССР о разработке МБР Р-7.

28 июня 1954 г. - вышло Постановление СМ СССР "О плане НИР по специальным изделиям", в котором уточнены порядок и сроки работ по ракете Р-7.

30 июня 1954 г. - в ОКБ-456 выпущен в пяти томах эскизный проект двигателей РД-107 и РД-108 для ракеты Р-7.

24 июля 1954 г. - на совещании Главных конструкторов утверждён эскизный проект ракеты Р-7.

20 ноября 1954 г. - эскизный проект ракеты Р-7 одобрен СМ СССР.

12 февраля 1955 г. - вышло Постановление СМ СССР о строительстве ракетного полигона в районе железнодорожного полустанка Тюратам (Казахская ССР).

15 февраля 1956 г. - Королёв и Глушко утвердили ТЗ об использовании рулевых камер на всех двигательных блоках.

20 марта 1956 г. - вышло Постановление СМ СССР о мероприятиях, проводимых в обеспечение лётных испытаний ракеты Р-7.

Февраль-сентябрь 1956 г. - проведены пуски экспериментальных ракет МБРД и Р-5Р с целью отработки систем управления ракет Р-7 и наземной системы управления её полётом.

С 15 августа 1956 г. по 26 января 1957 г. - огневые испытания на стенде в Загорске трёх боковых и трёх центральных блоков ракеты Р-7.

31 августа 1956 г. - СМ СССР утвердил состав Госкомиссии по проведению лётных испытаний ракет Р-7 во главе с председателем ВПК В.М. Рябиковым.

11 января 1957 г. - вышло Постановление СМ СССР о проведении лётных испытаний ракет Р-7.

20 февраля и 30 марта 1957 г. - проведены огневые стендовые испытания двух "пакетов" ракеты Р-7.

7 марта 1957 г. - первая лётная ракета Р-7 доставлена на полигон.

15 марта 1957 г. - Глушко дал согласие на разработку новых рулевых камер к 1 января 1958 г.

15 мая 1957 г. - первый пуск ракеты Р-7.

21 августа 1957 г. - четвёртый пуск, он же первый успешный пуск Р-7 на расчётную дальность полёта.

27 августа 1957 г. - сообщение ТАСС о проведении в СССР успешных запусков межконтинентальных баллистических ракет.

4 октября 1957 г. - запуск первого ИСЗ "Спутник".

2 июля 1958 г. - вышло Постановление СМ СССР о разработке ракеты Р-7А.

14 марта 1959 г. - вышло Постановление СМ СССР "О работах по izdelию Р-7 и лётно-конструкторских испытаниях изделия Р-7А".

24 декабря 1959 г. - проведён первый пуск ракеты Р-7А.

20 января 1960 г. - ракета Р-7 принята на вооружение.

12 сентября 1960 г. - ракета Р-7А принята на вооружение.

От выпуска 4 декабря 1950 г. решения о начале проведения первых научно-исследовательских работ по созданию РДД до принятия на вооружение МБР Р-7 20 января 1960 г. прошло немногим более 9 лет. За эти годы произошло множество событий, в которых Королёв и Глушко принимали непосредственное участие и проявили свои выдающиеся научно-технические и организаторские способности, а также сложность своих характеров при совместном решении возникающих технических, а, бывало, и этических вопросов.

Разработка любой ракеты после получения технического задания начинается с выбора её схемы, в первую очередь с определения количества ступеней. Как показали баллистические расчёты, подтверждённые последующим опытом создания жидкостных ракет, для достижения дальности до 4...4,5 тыс. км достаточно одной ступени, для полёта на большую дальность или выведения объектов в космическое пространство необходимы составные ракеты из двух и более ступеней.

Теоретическими вопросами создания составных ракет применительно к космическим полётам в первой половине XX века занимались Р. Годдард, Ю.В. Кондратюк, Г. Оберт и другие пионеры космической техники. Большое внимание созданию составных ракет уделял К.Э. Циолковский. Так, в его работах "Космические ракетные поезда" (1929) и "Наибольшая скорость ракеты" (1935) представлены научные основы принципа построения составных ракет. В конце 1940-х - начале 1950-х годов много и продуктивно по составным ракетам работала группа исследователей под руководством М.К. Тихонравова. Так что до фактического начала разработки жидкостной ракеты на дальность полёта в пределах 7000...8000 км имелись теоретические рекомендации о необходимом количестве ступеней. В связи с этим перед разработчиками из ОКБ-1 стоял только вопрос правильного выбора расположения ступеней - последовательного ("тандем") или параллельного ("пакет").

Оба типа расположения ступеней использовались в практическом ракетостроении. Большинство жидкостных ракет как боевого, так и космического назначения, начиная с середины 40-х годов XX века и кончая первым десятилетием XXI века, во всём мире создавались по тандемной схеме. В этот же период времени применялась и схема "пакет": было разработано семейство ракет на базе Р-7 и РН "Энергия" в СССР, а также "Атлас", "Титан", Спейс-Шаттл и "Фалькон" в США. Представляется интересным отметить, что первая американская РДД "Атлас", разрабатываемая практи-



Двухступенчатая РДД "Атлас"

чески одновременно (первое лётное испытание состоялось в июне 1957 г.) и независимо от работ по Р-7, запускалась при одновременном включении обеих ступеней на земле. По американской терминологии такая схема расположения ступеней называется полтораступенчатой.

Преимущества тандемной схемы очевидны - сравнительная простота компоновки и разделения ступеней, возможность применения различного топлива на каждой из ступеней. К недостаткам следует отнести сравнительное увеличение длины ракеты, наличие "пассивной" массы второй ступени во время работы первой и организация запуска второй ступени после отстыковки первой ступени.

У пакетной схемы расположения ступеней недостатков больше, чем достоинств, но значимость каждого из них зависит от конкретных условий разработки и эксплуатации ракеты. Основные недостатки этой схемы заключаются в увеличенном диаметре ракеты в месте установки двигателей, а также в повышенном времени работы двигателя второй ступени, включая время работы с пониженным удельным импульсом тяги из-за неоптимальной степени расширения сопла камеры на начальном и конечном участках полёта ракеты.

К достоинствам этой схемы следует отнести повышенную тягу при одновременной работе двигателей первой и второй ступеней, сокращение длины ракеты, относительное уменьшение пассивной массы благодаря работе двигателя второй ступени с момента старта ракеты, возможность унифицировать двигатели обеих ступеней.

Однако основным фактором при выборе схемы МБР стали обстоятельства, не относящиеся к перечисленным выше достоинствам и недостаткам каждой из схем.

Применение казавшейся более привлекательной тандемной схемы вызвало бы необходимость обеспечения надёжного запуска двигателя второй ступени, работающего на несамовоспламеняющемся топливе, в условиях окружающего вакуума и невесомости. Но как это сделать? При обсуждении выбора схемы Глушко открыто сказал, что он этого не знает и, более того, не представляет, как создать или моделировать подобные условия при наземной отработке запуска двигателя. Королёву такая ситуация тоже не нравилась - если отработка запуска двигателя второй ступени переносится на этап лётных испытаний, то она попадает в зону ответственности ОКБ-1. О сложности запуска ЖРД на высоте Глушко и Королёв знали не понаслышке, они затратили много времени и сил, когда в 1943-1945 гг. в Казани отработывался способ зажигания топлива в двигателе-ускорителе РД-1 на самолёте Пе-2Р в условиях полёта на высотах от 3,5 до 11 км. Королёв даже получил лёгкое повреждение глаз при неудачном запуске двигателя РД-1 на высоте 7000 м.

Пакетная схема позволяла осуществлять контролируемый запуск двигателя второй ступени на земле, практически одновременно с запуском первой ступени, однако попутно возникают проблемы с расстыковкой "боковушек"... Но это уже область решения инженерно-конструкторских задач, а не сфера неизведанных физических процессов. Так предполагаемые сложности с запуском второй ступени на высоте стали одним из главных доводов в пользу выбора пакетной схемы ракеты.

Следующим шагом в работах по созданию МБР был выбор ракетного топлива. От используемого топлива во многом зависят основные характеристики ракеты - полётная дальность, масса доставляемого груза, удобство эксплуатации и т.д. Баллистические расчёты, проведённые в ОКБ-1 в рамках подготовки эскизного проекта ракеты Р-3, показали, что для ракет дальностью полёта в тысячи км необходимо применять кислородно-керосиновое топливо. В докладе на НТС НИИ-88 в декабре 1951 г. Королёв отметил, что *"топлива на основе высококипящих окислителей для решения задач по достижению больших скоростей и дальностей полёта оказались неприемлемыми"*. В пользу такого выбора был ещё один существенный довод - наличие в стране широкой производственной базы для получения этих компонентов топлива. Все Главные конструкторы, входящие в кооперацию по предстоящей разработке МБР, поддерживали такой выбор: по применению в ракетной технике кислорода уже имелся опыт работы с ракетами Р-1 и Р-2, а керосин широ-

ко применялся в технике, и от его использования не ожидалось каких-либо осложнений. Последнее утверждение не относится к предстоящим работам двигателистов из ОКБ-456, но это исключение подробнее рассмотрим ниже. Так что выбор топлива был принят разработчиками новой ракеты единогласно, требования военных заменить кислород на другой высококипящий окислитель опять были игнорированы.

В чём же состояли особенности применения керосина вместо спирта для разработчиков ЖРД? Трудности, возникающие от применения в ЖРД керосина, являются следствием его достоинств. Керосин горит в кислородной среде с температурой почти на 1000 К выше, чем спирт, что существенно повышает энергетические характеристики двигателя. Но при этом у керосина по сравнению со спиртом значительно хуже охлаждающие свойства, а именно керосин используется для охлаждения камеры ЖРД. Кроме охлаждения задача создания надёжно работающей камеры осложнялась необходимостью увеличения внутреннего давления продуктов сгорания до 60 атм, что почти в 3 раза выше, чем в камере двигателя РД-101 ракеты Р-2. Так что от успешного решения этой новой научно-технической задачи зависела реализация всего проекта создания МБР.

Конструкторы ОКБ-456 решали эту задачу с использованием задела конструкторских разработок камер ЖРД, выполненных лично Глушко или под его техническим руководством в ГДЛ, РНИИ, КБ-2 ОКБ-16, ОКБ-РД и в ОКБ-456 в течение 1930-1950 гг. Использовался так же опыт работы КБ под руководством А.М. Исаева.

После длительных поисков конструкции и технологии изготовления камеры применительно к новым условиям её работы вызрела конструкция, которая стала фундаментальной конструкцией камеры ЖРД, открывшей пути дальнейшего развития отечественного ракетного двигателестроения.

Для обеспечения надёжного охлаждения камеры используемый с начала 30-х годов материал стальной внутренней оребрённой стенки был заменён на высокотеплопроводный медный сплав, а силовую наружную стенку, воспринимающую высокое внутреннее давление в камере, стали изготавливать из высокопрочной стали. Для повышения прочности внутренней стенки, находящейся под перепадом давлений в тракте охлаждения и камере сгорания, эту стенку припаивали в электронагревательной шахтной печи твёрдым припоем по вершинам рёбер к наружной стенке. Из медного сплава изготавливалось и плоское внутреннее днище смесительной (по наименованию тех лет - форсуночной) головки.

Для получения паяного соединения нужной прочности технологи ОКБ-456 опробовали несколько марок припоев, различные виды их нанесения на поверхность спаиваемых деталей, разные типы печей для пайки, совместно с конструкторами определили оптимальные зазоры между деталями в местах пайки, различные способы прижатия деталей в процессе пайки и т.д. Паяная конструкция камеры не только полностью сняла проблему обеспечения надёжного охлаждения, но и позволила выдерживать любое давление газов в камере в пределах вязкости мощности ТНА. Эта конструкция камеры дала возможность создавать ЖРД практически любой тяги в пределах её технической целесообразности.

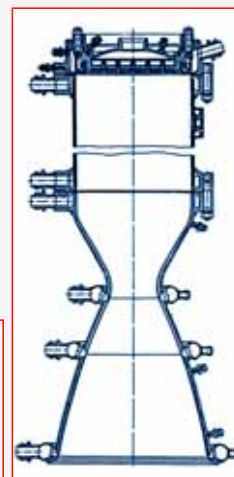
Первая экспериментальная модельная камера такой конструкции была разработана в 1948 г. и получила обозначение КС-50 (по номинальной тяге 50 кгс), а её малые размеры послужили основанием для неформального наименования "Лилипут". Практически без изменения конструкции такие камеры в течение десятка последующих лет использовались для экспериментального определения эффективности различных компонентов топлива.

Следующим этапом отработки основных элементов конструкции камеры будущего мощного двигателя стала разработка в 1949-1950 гг. конструкции и проведение огневых испытаний экспериментальной камеры ЭД-140 тягой 7 тс. Она предназначалась

для проведения испытаний при внутреннем давлении до 60 атм с целью выбора типа, схемы расположения и сочетания перепадов давления на смесительных элементах для получения максимально возможной полноты сгорания, а также опробования новых поясов щелевых завес с тангенциальной закруткой горючего для стабилизации плёнки на внутренней поверхности цилиндрической камеры.



Разрез и чертёж камеры ЭД-140



Все эти разработки проводились применительно к созданию двигателя РД-110 ракеты Р-3, они же легли в основу эскизного проекта двигателя ракеты Р-6. Преемственность проведенных работ по двигателю ракеты Р-3 распространялась и на выбор однокамерного варианта двигателей, комплектующих ступени ракеты Р-6.

Принятая в ОКБ-1 пакетная схема ракеты Р-6 с расположением 4-х двигателей первой ступени вокруг одного двигателя второй ступени позволила конструкторам ОКБ-456 в эскизном проекте максимально унифицировать конструкцию и основные характеристики двигателей РД-105 (первая ступень) и РД-106 (вторая ступень). Двигатель РД-105: давление в камере 60 атм, тяга земн./пуст. - 55/64 тс, удельный импульс тяги: земн./пуст. - 260/302 с, масса - 782 кг, диаметр камеры сгорания - 600 мм, диаметр среза сопла - 1400 мм, высота двигателя - 4200 мм. Те же характеристики у двигателя РД-106: 60 атм., 53/56 тс, 250/310 с, 802 кг, 600 мм, 1400 мм и 4500 мм, соответственно.

Во время развёртывания экспериментальных работ по созданию ракеты Р-6 неожиданно для ракетчиков в октябре 1953 г. на правительственном уровне было пересмотрено техническое задание в части массы боезаряда: были учтены предложения физиков-ядерщиков использовать их новые разработки, в связи с чем вместо 3000 кг масса боезаряда вместе с конструкцией головной части увеличивалась до 5,5 тонн.

В ноябре-декабре 1953 г. в ОКБ-1 велись расчетные исследования имеющихся резервов энергетики и запасов прочности конструкции ракеты Р-6 для её использования в новых условиях. Так как положительных результатов получить не удалось, проектанты ОКБ-1 определили характеристики новой ракеты и выдали новые, уточнённые требования к техническому заданию на разработку эскизного проекта ракеты по теме Т-1. Новые требования - новый проект ракеты. А как же быть с уже директивно установленными сроками сдачи ракеты? На этот вопрос Королёву на правительственном уровне объяснили: если нуж-



ЖРД РД-105



Модель первого варианта межконтинентальной баллистической ракеты Р-6



Модельная камера сгорания КС-50

но переделывать, то переделывайте и делайте это быстро.

В январе 1954 г. в ОКБ-1 состоялся ряд совещаний Главных конструкторов, которые обсудили и согласовали основные характеристики новой ракеты и, в связи с необходимостью срочного выполнения работ, взяли обязательства по ускоренному выпуску эскизного проекта, а также установили обозначение новой ракеты - Р-7.

Отличия технических характеристик двигателей ракеты Р-7, получивших обозначение РД-107 (первая ступень) и РД-108 (вторая ступень), от двигателей ракеты Р-6 заключались в увеличении тяги и удельного импульса до следующих величин: двигатель РД-107 - тяга земн./пуст. - 83/102 тс, удельный импульс - земн./пуст. - 256/313 с, у двигателя РД-108 эти же характеристики составляли 76/96 тс и 248/315 с. Изменения только тяговых характеристик позволили при разработке нового эскизного проекта максимально использовать материалы, изложенные в эскизном проекте двигателей ракеты Р-6, что существенно сократило сроки разработки нового эскизного проекта. 30 июня 1954 г. Глушко утвердил пять томов эскизного проекта двигателей РД-107 и РД-108 ракеты Р-7.

Разрабатывая эскизный проект, конструкторы ОКБ-456 отчётливо понимали сложность предстоящих работ. Об этом свидетельствует их оценка в эскизном проекте: *"Двигатели РД-107 и РД-108 по всем параметрам превосходят существующие двигатели РД-100, РД-101 и РД-103 и являются двигателями качественно нового класса, требующие высокого уровня теоретической и конструкторской разработки"*. А для выполнения работы в директивно назначенные сжатые сроки и с высоким качеством предложили вести разработку двигателей в двух вариантах: *"В интересах максимального обеспечения надёжности конструкции при наименьшей продолжительности доводки двигателей, ОКБ-456 предприняло параллельную разработку двух типов конструкции двигателей: однокамерного и четырёхкамерного. При этом имеется в виду, что для стендовых и лётных испытаний будет поставаться только один из указанных типов двигателей, а именно тот, который в процессе разработки конструкции будет найден наиболее надёжным"*. Симптоматично, что ОКБ-456 априори не определилось с выбором типа двигателя.

Чем же вызвано решение разрабатывать в качестве одного из вариантов четырёхкамерный двигатель? К этому времени в ракетном двигателестроении выявилась новая научно-техническая проблема: с ростом давления в камере сгорания и увеличением её размеров горение высокоэффективного топлива сопровождалось возникновением развитых по амплитуде высокочастотных колебаний давления, приводящих к прогарам и разрушениям корпуса камеры.

Первый случай возникновения в практике отечественного ракетного двигателестроения разрушающих камеру высокочастотных колебаний (ВЧ колебаний) был зафиксирован в 1948 г. при огневых испытаниях камеры тягой в 8 тс, разрабатываемой под руководством Исаева для двигателя зенитной управляемой ракеты. Самый коварный "джин" ракетных двигателей вырвался из исаевской "бутылки". По воспоминаниям Исаева (*"Первые шаги к космическим двигателям"*, Москва, Машиностроение, 1979 г.) *"скрывающийся ранее "зверь" рыкнул на первом же пуске так, что вылетели стёкла и чуть не рухнула крыша сборочного ангара, находящегося рядом"*. В связи с отсутствием специальных измерительных средств это новое явление долго не могли даже правильно квалифицировать. Спонтанное развитие ВЧ колебаний давления газов в камере, за сотые доли секунды приводивших к большим разрушениям - сложный процесс, который в то время только начинал проявляться и изучаться. Было выяснено, что такой тип колебаний проявляется чаще при увеличении давления в камере, при увеличении её диаметра, в большой степени зависит от системы смесеобразования и чем лучше полнота сгорания, тем вероятнее развитие таких колебаний. Далеко не сразу, но было выяснено, что природа этих колебаний - в развитии ударных детонационных волн, распространяющихся со звуковой скоростью - отсюда и высокая частота. Особенности этого явления, ставшего серьёзным препятствием при создании камер большой тяги, разработчики камер были вынуждены изучать экспериментальным путём. Не понимая причин и механизма разрушения, практически невозможно найти методы для его устранения. И пока

в КБ Исаева занимались выяснением причин разрушения камеры, было реализовано предложение взамен одного однокамерного двигателя тягой 8 тс использовать "связку" четырёх двигателей тягой 2 тс каждый, которые работали без замечаний. Так была получена первая практическая рекомендация: для обеспечения устойчивого горения камера ЖРД должна иметь минимально возможный диаметр цилиндрической части.

С этой, как оказалось, трудноразрешимой научно-технической проблемой в ракетном двигателестроении конструкторы ОКБ-456 столкнулись на первых же испытаниях кислородно-керосиновых двигателей. В начале 1950-х годов, в процессе подготовки эскизного проекта двигателей для ракеты Р-6, в ОКБ-456 с использованием технологического оборудования и матчасти находящегося в производстве двигателя РД-103 были изготовлены и испытаны несколько экспериментальных двигателей с "очковой" (без сопла) камерой, имеющей диаметр цилиндрической части 600 мм, равный диаметру камеры двигателя РД-105. Характерной особенностью этих испытаний стало разрушение камер от возникших в полости сгорания ВЧ колебаний. Хотя такой исход испытаний не стал откровением для конструкторов ОКБ-456, они имели информацию об аварийных испытаниях в других КБ, но вид разрушенной камеры и обгоревшего стендового оборудования произвёл на них обескураживающее воздействие и побудил к поиску вариантов обеспечения устойчивого горения в камере. Пути решения этой проблемы они связывали с организацией рабочего процесса в камере и совместно с научными сотрудниками НИИ-1 исследовали процесс смесеобразования различными типами форсунок и схемами их расположения в модельных и экспериментальных камерах.

Другой путь обеспечения устойчивого горения предложили начальник конструкторской группы бригады камер ОКБ-456 А.Д. Вебер и военпред при ОКБ-456 инженер-капитан Н.П. Селяев. Они 2 марта 1954 г. направили В.П. Глушко докладную записку, в которой, опираясь на известные частные конструкторские решения по устранению неустойчивого режима горения, предложили разрабатывать двигатели с четырьмя камерами, диаметры цилиндрической части которых можно уменьшить до минимально допустимого по научным канонам того времени в части организации смесеобразования размера 430 мм.

Такое же предложение, независимо и без упоминания о докладной записке, получило широкое обсуждение на расширенном совещании у Глушко с приглашением специалистов из НИИ-1 МАП. Предложение было принято и включено в эскизный проект двигателей для ракеты Р-7 в качестве альтернативного варианта однокамерному двигателю.

События по разработке МБР с новыми требованиями по массе головной части развивались в ускоренном темпе. Не дожидаясь выпуска эскизного проекта по двигателям, ОКБ-1 в мае 1954 г. направило на согласование в ОКБ-456 проект технического задания на разработку двигателя для ракеты Р-7. В этом задании основные параметры и характеристики двигателей не отличались от выданного задания для выпуска эскизного проекта. После проработки проекта технического задания ОКБ-456 15 июня 1954 г. направило его доработанный вариант на окончательное утверждение в ОКБ-1. Главным из предлагаемых изменений исходного проекта технического задания являлась параллельная разработка двигателей в однокамерном и четырёхкамерном виде с последующим выбором основного варианта.

Предложенный ОКБ-456 проект технического задания был подписан в ОКБ-1 4 июля 1954 г. Королёв согласился с предложением ОКБ-456, но всё-таки однокамерный двигатель определил основным вариантом, а четырёхкамерный - резервным. Приоритетность однокамерного двигателя была отражена и в эскизном проекте ракеты Р-7, который был выпущен 24 июля 1954 г., а 20 ноября 1954 г. одобрен СМ СССР.

Ускоряя процесс разработки межконтинентального оружия, правительство СССР ещё до завершения работ по эскизному проекту ракеты Р-7, на основе тактико-технических требований, сформированных для ракеты Р-6, но с учётом дополнения по увеличению

массы головной части, 20 мая 1954 г. выпустило Постановление о разработке ракеты Р-7.

Это послужило основанием для составления ОКБ-456 планграфика технологической подготовки производства к изготовлению однокамерного двигателя. В процессе определения сроков выполнения работ было установлено, что для изготовления камер с соплами нужного размера в стране нет готового крупногабаритного технологического оборудования, его необходимо спроектировать, изготовить и довести до кондиции, чтобы обеспечивать требуемую точность изготавливаемых крупногабаритных деталей. Длительность этого процесса существенно затягивала разработку двигателя, что приводило к срыву срока поставки двигателей для лётных испытаний ракеты Р-7. Но переходить на резервный вариант двигателя Королёв не соглашался. Ракетчиков ОКБ-1 беспокоила сложность организации синхронного контролируемого зажигания и последующего выхода на основной режим 20 камер 5 двигателей, работающих на несамовоспламеняющемся кислородно-керосиновом топливе. В ОКБ-456 эта ситуация воспринималась несколько по-другому. По воспоминаниям работников тех лет Глушко не раз говорил, что *"не лежит душа у Сергея Павловича к четырёхкамерному двигателю"*.

Чтобы переубедить заказчика, а в этом случае им был Королёв, Глушко использовал характерный для него метод. Следует заметить, что и Глушко, и Королёв умели добиваться реализации своих предложений. Но методы у каждого из них были разные.

Королёв добивался успеха методом "лобовой атаки". Только вместо боевого оружия он использовал методы пропагандистов-агитаторов: неопровержимыми доводами умел заинтересовать своих партнёров и убедить оппонентов, яркими примерами привлечь внимание высокого начальства к своему предложению. Его уверенность в правильности предлагаемого решения каким-то мистическим способом превращала слушателя в его единомышленника. Если же его "атака" не имела успеха, он не чувствовал себя побеждённым или проигравшим, он воспринимал это по поговорке "сегодня не его день", несостоявшееся решение откладывалось до следующего разговора - "атаки".

Глушко тоже обладал способностью добиваться желаемого успеха. Но он в отличие от Королёва использовал метод "осады". До того, как начать обсуждение или своё выступление по интересующему его вопросу, Глушко "обкатывал" свои доводы в беседах с людьми, причастными к принятию нужного решения. Он использовал логику профессорско-академического стиля, его речь была насыщена научными терминами, в связи с чем ему удобнее было общаться в научно-технической среде. Сдержанная манера речи, тихий голос заставлял слушателей концентрировать внимание на содержании излагаемого им предложения. Взяв в союзники авторитетных партнёров, Глушко выходил на совещания и при поддержке созданных им единомышленников добивался принятия своего предложения.

И "атака", и "осада" - оба метода хороши, когда приносят успех, но в таком случае "атака" обеспечивает более быстрое получение положительного результата.

Готовясь к обсуждению варианта двигателя, Глушко предварительно переговорил с В.П. Мишиным и Н.А. Пилюгиным и заручился их поддержкой. Мишина, отвечающего в ОКБ-1 за конструкцию всей ракеты, устраивало сокращение высоты двигателя в четырёхкамерном варианте на 1335 мм, что позволяло заметно уменьшить длину ракеты, а Пилюгин согласился поддержать предложение Глушко, посчитав, что для разрабатываемой под его руководством системы управления количественное увеличение камер с 5 до 20 не имеет принципиального значения. Имея таких союзников, Глушко на очередном совещании Главных конструкторов сделал доклад о целесообразности разработки только четырёхкамерного двигателя. В этом докладе Глушко не упоминал о трудностях обеспечения устойчивого горения топлива в однокамерном двигателе. Это были его трудности и зона его ответственности за своевременную отработку двигателя с заданными параметрами и характеристиками. Он использовал другие аргументы, не связанные с качеством своей

работы: отсутствие в стране необходимого технологического оборудования для изготовления сопла "большой" камеры, что объективно приведёт в конечном итоге к срыву срока создания ракеты Р-7. О вероятности задержки разработки однокамерного двигателя было известно в Министерстве, его работники вместе с технологами завода № 456 безуспешно разыскивали крупногабаритное оборудование на заводах других министерств. В сложившейся ситуации "крайним" мог оказаться Королёв, настаивающий на разработке однокамерного двигателя. Учитывая совокупность аргументов Глушко, поддержку его предложения Мишиным и Пилюгиным и нейтральное отношение других Главных конструкторов, Королёв не решился взять на себя ответственность за прогнозируемый Глушко срыв правительственного срока сдачи ракеты Р-7 на вооружение и согласился на четырёхкамерный вариант двигателей.

После принятия решения об использовании в составе ракеты Р-7 четырёхкамерных двигателей авторы докладной записки А.Д. Вебер и Н.П. Селяев, основываясь на приоритете своего предложения в выборе варианта двигателя, оформили рационализаторское предложение, которое при регистрации 4 марта 1955 г. получило № 256.

Однако главная идея авторов, изложенная в докладной записке - упрощение отработки устойчивого горения в камере, что позволит сократить время и средства на разработку двигателя - не могла быть предметом рацпредложения, также как и сокращение времени, потребного для подготовки производства однокамерных двигателей. В рацпредложении требовалось изложить конкретные изменения конструкции двигателя или его агрегатов, обеспечивающие экономический эффект для завода-изготовителя, реализующего рацпредложение. Таким изменением стало изготовление для четырёхкамерного двигателя камер меньшего размера по сравнению с "большой" камерой однокамерного двигателя. А это, по мнению авторов, не только уменьшало трудоёмкость изготовления камеры, но и исключало необходимость разработки и изготовления специального крупногабаритного технологического оборудования, включая крупные электронагревательные печи для пайки сопловой части камеры.

В соответствии с существующим порядком авторам реализованных в производстве рацпредложений выплачивается денежное вознаграждение, величина которого зависит от экономического эффекта, полученного от внедрения рацпредложения.

В апреле 1956 г., по истечению года после принятия рацпредложения № 256, авторы провели расчёт экономического эффекта от производства четырёхкамерного двигателя вместо однокамерного. Поскольку "большая" камера однокамерного двигателя не изготавливалась, трудоёмкость её изготовления была определена условно, по экспертной оценке. В расчёт экономического эффекта вошло изготовление и огневые испытания 90 экспериментальных однокамерных сборок, 15 двухкамерных сборок и 18 четырёхкамерных двигателей. Автономность работы каждой из четырёх камер на основном режиме в составе двигателя позволило конструкторам вести отработку надёжности охлаждения, величины тяги и удельного импульса, а также устойчивого горения при испытаниях экспериментальных сборок в начале с одной, а затем и с двумя камерами. Такая этапность проведения испытаний существенно сократила затраты на изготовление матчасти и расход компоненты топлива по сравнению с испытаниями для этих целей экспериментальных полнокомплектных двигателей. При последующих огневых испытаниях четырёхкамерных двигателей отработывался режим их запуска и велось дальнейшее совершенствование конструкции и обеспечение основных характеристик двигателей.



В.П. Мишин



Н.А. Пилюгин

Расчёт экономического эффекта авторы рацпредложения направили директору завода № 456, а он распорядился подвергнуть этот расчёт ревизии в технологическом подразделении завода, в конструкторском бюро и лаборатории огневых испытаний (ЛОИ) двигателей.

Работники технологической службы завода в своём заключении указали, что принятая авторами рацпредложения величина условной трудоёмкости "большой" камеры завышена и по их расчётам меньше, чем суммарные трудозатраты на изготовление комплекта камер для четырёхкамерного двигателя. Кроме того, из расчёта экономического эффекта были исключены предполагаемые затраты на создание крупногабаритного оборудования для изготовления "большой" камеры: такие затраты не имеют отношения к заводским, они являются статьёй расхода Министерства и Госплана, т.к. такое оборудование изготавливается на заводах других министерств. Вывод: экономический эффект отсутствует.

Отдел научно-технических расчётов КБ дал заключение, что в случае выбора однокамерного двигателя в качестве основного варианта исключалось бы изготовление и огневые испытания экспериментальных однокамерных и двухкамерных сборок с "малыми" камерами. Таким образом, эти затраты могут быть включены в расчёт экономического эффекта от использования рацпредложения только со знаком "минус". В заключении ЛОИ выражалась солидарность с позицией расчётного отдела КБ и приводился расчёт стоимости компонентов топлива и трудозатрат на проведение огневых испытаний экспериментальныхборок.

Общий итог ревизии расчёта экономического эффекта - использование рацпредложения № 256 не дало заявленного авторами эффекта. Вспоминаю цикл анекдотов из "армянского радио" - авторы не выиграли, а проиграли. В то же время двигатели продолжали изготавливаться в соответствии с рацпредложением. Как же такое могло случиться? И был ли экономический эффект или работы действительно велись в убыток? Сделаем некоторый анализ выводов из "ревизионных" заключений.

Заключение технологов - работа методически проведена верно, разногласия только в величине условных затрат на изготовление "большой" камеры. Вопрос дискуссионный, каждая сторона имеет право на свой вариант экспертной оценки. Учитывая незначительные отличия в конечном результате расчёта по этой статье затрат, оставим их без комментариев.

Исключение из расчёта экономии в связи с ненадобностью изготовления крупногабаритного оборудования - позиция завода правомерна, хотя именно это давало главный выигрыш - существенное сокращение времени на разработку двигателя, но это не было предметом рационализации.

Заключения расчётного отдела КБ и ЛОИ аналогичны, проанализируем их совместно. Главной ошибкой в этих заключениях явилось превращение достоинства в недостаток. Выбор четырёхкамерного варианта двигателя позволил конструкторам провести разработку конструкции и рабочих характеристик камер, используя только одну из четырёх камер двигателя в составе сборки с пригодными в этом случае ТНА и клапанами находящегося в производстве двигателя РД-103, не дожидаясь их изготовления в "штатном" исполнении. Это безусловно дало солидную экономию трудозатрат на изготовление экспериментальныхборок и подготовку их испытаний, а также стоимости затраченного топлива. А таковых было проведено 90+15 испытаний. В случае проведения работ с двигателями, имеющими "большую" камеру, такой экономии не могло быть по определению.

Сделанные выводы очевидны сейчас, они не могли быть иными и во время выпуска заключений. Так чем же руководствовались начальник расчётного отдела Н.А. Желтухин и начальник ЛОИ В.Л. Шабранский, подписывая такие заключения? Предположить в недостаточном знании ими предмета нет оснований: оба участвовали в подготовке эскизного проекта двигателей для ракеты Р-7, в котором четырёхкамерный двигатель представлен равнозначным вариантом однокамерному двигателю. Оба участвовали в совещаниях у Глушко, на которых четырёхкамерный двигатель был выбран

и рекомендован ОКБ-1 в качестве основного для ракеты Р-7. Нельзя заподозрить их в недостаточном техническом образовании - Желтухину и Шабранскому в 1959 г. за их научно-технический вклад в разработку двигателей для первой космической ракеты была присуждена степень докторов технических наук, а Желтухин после перехода в 1959 г. на работу в Сибирское отделение АН СССР, был избран членом-корреспондентом АН СССР. Так чем же вызвано такое неадекватное отношение к техническому предложению коллег по разработке двигателя?

Ответ на заданный себе вопрос я пытался найти у ныне здравствующих ветеранов ОКБ-456, принимавших участие в разработке двигателей для ракеты Р-7. Два из трёх опрошенных вспомнили, что интересующее меня событие имеет свою предысторию. Обсуждение проблемы обеспечения устойчивого горения в двигателе с "большой" камерой началось после первого аварийного испытания экспериментального двигателя при проведении работ в рамках создания двигателя для ракеты Р-6. Эффект от этой аварии в некоторой степени опроверг поговорку: *"Лучше один раз увидеть, чем сто раз услышать"*. Громоздкий звук от разрушения камеры ассоциировался со взрывом крупной авиабомбы и оказал сильнейшее психологическое воздействие на конструкторов, даже на тех, кто не видел исковерканные останки двигателя. О таких авариях от возникновения в камере ВЧ колебаний конструкторам ОКБ-456 было известно из опыта работ других КБ, но в практике ОКБ-456 такая авария произошла впервые.

Обеспечение устойчивости горения путём организации оптимального смесеобразования было делом специалистов и замыкалось на обсуждение внутри бригады камер с участием научных сотрудников НИИ-1. Более широкое поле предложений основывалось на рекомендациях уменьшения диаметра цилиндрической части полости сгорания в камере. Такое решение проблемы обеспечения устойчивого горения обсуждалось не только на технических совещаниях, но и в "курилках" на всех этажах корпуса КБ. Выдвигались предложения установить вместо одного двигателя с "большой" камерой "связку" из трёх, а лучше из четырёх однокамерных двигателей, или один двигатель, но с тремя-четырьмя камерами. Дальше всех в конкретных поисках варианта нового двигателя для ракеты Р-7 продвинулся конструктор бригады камер А.Д. Дарон. Используя опыт разработки четырёхкамерного двигателя в своём дипломном проекте в МАИ в 1948 г., он начал по собственной инициативе компоновать на кульмане такой двигатель. Однако участвовать в подаче докладной записки он отказался, посчитав такой шаг не этичным, т.к., по его мнению, эта работа входила в его обязанности конструктора, а идея предложения была уже известна.



А.Д. Дарон

Обсуждая различные варианты нового двигателя, конструкторы ОКБ-456 исходили из прогноза длительной и трудоёмкой отработки двигателя с одной "большой" камерой. Однако переход к многокамерному двигателю непременно приводит к существенным изменениям конструкции ракеты, а рассчитывать в этом случае на согласие конструкторов ОКБ-1 было проблематичным: переделывать свою конструкцию из-за сложностей, возникших у соседа, никто не любит. Но недаром в русском языке существуют пословицы, являющиеся обобщением различных сторон жизни человеческого общества. На этот раз сработала пословица *"Не было бы счастья, да несчастье помогло"*. В связи с изменением массы головной части ракеты ОКБ-1 вынуждено было переделывать свой эскизный проект, при этом были повышены требования по тяговым характеристикам двигателей. Это позволило двигателям выйти с предложением вести разработку форсированных двигателей в новом конструкторском облике.

Этим и воспользовались по словам одного из ветеранов ОКБ-456 *"наши доморощенные умники - Вебер и Селяев. Они подсуети-*

лись со своей докладной запиской и потащили одеяло приоритета создания четырёхкамерного двигателя на себя". Если эти воспоминания соответствуют действительности, а у меня нет оснований в них сомневаться, то в моём представлении причина отрицательных заключений по рацпредложению № 256 не имеет технической основы, а лежит в области человеческого фактора - авторы заключений имели цель лишить денежного вознаграждения за экономический эффект в их понимании псевдоавторов четырёхкамерного варианта двигателя. На завершающий вопрос, касающийся этого рацпредложения: "Получили ли авторы вознаграждение?" - ответ положительный. Документов в получении вознаграждения в архиве не обнаружено, но по воспоминаниям одного из ветеранов они получили по 4000 рублей. Много ли это или мало - судить читателю. Для ориентировки сообщу, что месячный оклад молодого инженера-конструктора без категории в то время составлял 1100 руб. И ещё один момент, связанный с рацпредложением. После принятия на вооружение ракеты Р-7 Министерство выделило предпринятиям-разработчикам денежные средства для премирования членов коллектива. В представленных списках была и фамилия Вебера - начальника конструкторской группы по разработке камер двигателей РД-107 и РД-108. Но Глушко перед подписанием приказа на выплату премии конструкторам лично вычеркнул эту фамилию со словами: "Он своё уже получил". Думается, что это явилось отголоском отношения коллектива конструкторов к одному из авторов рацпредложения № 256.

Параллельно с решением принципиальных технических вопросов в ОКБ-456 шёл выпуск конструкторской и технологической документации, велась подготовка производства, строились недостающие стенды. В связи с большой сложностью одновременного запуска пяти двигателей был сооружён отдельный стенд для отработки совместного запуска двигателей и обеспечения устойчивого горения на переходных режимах работы двигателей, для выбора средств контроля за ходом набора давления в процессе запуска и других технических характеристик. На этом стенде было проведено более тысячи кратковременных пусков двигателей без выхода на номинальный режим.

Как и предполагалось, самым трудным оказалось обеспечение работоспособности камеры. Первые огневые испытания начались в апреле 1955 г. в составе экспериментальных двигателей с одной камерой, затем с двумя и, наконец, в январе 1956 г. состоялось первое испытание штатной сборки с четырьмя камерами. Конструкторам ОКБ-456 пришлось затратить много времени и интеллектуальных сил для обеспечения надёжного охлаждения, получения заданной величины тяги и удельного импульса. Не ошиблись они и в ожиданиях неустойчивого горения топлива в камере. ВЧ колебания возникали как на режимах запуска, так и на основном режиме работы. Устранение этой "хронической болезни" ЖРД на основном режиме работы велось при испытаниях экспериментальных двигателей с одной и двумя камерами. На этом этапе отработки была проведена оптимизация двухкомпонентных эмульсионных форсунок в части улучшения внутреннего смешения компонентов топлива. Отработка устойчивости рабочего процесса на переходных режимах запуска велась только при испытаниях четырёхкамерной сборки. На это потребовалось более года интенсивной работы конструкторов ОКБ-456 и научных сотрудников НИИ-1.

Создание работоспособных маршевых двигателей обеспечило выполнение одной из главных задач ракеты Р-7 - доставку ядерного боезаряда на расстояние 7...8 тыс. км. Но кроме дальности полёта имелось ещё требование по точности попадания в цель. А для этого необходимо было организовать прекращение тяги маршевых двигателей в момент достижения ракетой расчётной скорости полёта. Но маршевые двигатели не всегда могут обеспечить выполнения этого требования, т.к. после исполнения команды на выключение двигателя в камерах продолжается неуправляемое догорание топлива и возникает так называемый импульс последствия, влияющий на точность попадания в цель. Эту одну из основных характеристик боевого оружия можно было бы обеспечить выключением двигателя с низкого режима по тяге, но о возможности глубо-

кого дросселирования режима работы маршевых двигателей в ту пору не имелось представлений и такое предложение даже не обсуждалось.

Выход нашли конструкторы ОКБ-1, предложив в эскизном проекте ракеты Р-7 изящное решение этой технической задачи - установить на второй ступени ракеты дополнительные двигатели тягой 3...5 тс, которые будут некоторое время работать после отключения маршевого двигателя, заменив его работу на режиме дросселирования перед отключением. Попутно эти камеры рассматривались в качестве второго варианта управления вектором полёта второй ступени наряду с первым вариантом: графитовыми газоструйными рулями, которые применялись на ракетах Р-1, Р-2, Р-5 и в эскизном проекте ракеты Р-6. На первой ступени ракеты в соответствии с эскизным проектом ракеты Р-7 предполагалась установка только газоструйных рулей. Позднее, в процессе разработки конструкции ракеты Р-7 выяснилась недостаточная работоспособность газоструйных рулей в условиях повышенной температуры и скорости газа на выходе из камер маршевых двигателей, в связи с чем вариант применения дополнительных двигателей для управления полётом второй ступени ракеты был признан основным и распространён и на первую ступень.

Метод управления вектором полёта ракеты качанием маршевого или дополнительных рулевых двигателей был известен с давних пор. Первым таким проектом, имеющим документальное подтверждение, была разработка русского революционера-народовольца Н.И. Кибальчича. Находясь в тюрьме за подготовку покушения на императора Александра II, Кибальчич в марте-апреле 1881 г. разработал проект пилотируемого ракетного аппарата, управление полётом которого осуществлялось качанием маршевого двигателя. Проект осел в архивах царской охранки и получил известность спустя много лет.

О возможности управления полётом ракеты путём качания маршевого двигателя упоминали в своих работах в 20-х годах К.Э. Циолковский, Г. Оберт, имелся засекреченный патент Р. Годдарда. Наиболее подробно о возможном решении этой проблемы изложил француз Р. Эсно-Пельтри в докладе Французскому физическому обществу 15 ноября 1912 г.: *"Недостаточно только обеспечивать движение летательного аппарата, нужно им управлять. Чтобы заставить тело изменить траекторию, достаточно повернуть двигатель так, чтобы направление развиваемой силы было наклонным к траектории полёта. Если поворот двигателя не может быть осуществлён во всех направлениях, то можно применить один или два малых вспомогательных двигателя, которые смогут обеспечить необходимую управляемость летательного аппарата"*.

Внедрение нового, а на самом деле, как видно из истории ракетной техники, "хорошо забытого старого" метода управления полётом ракеты стало поводом для некоторого разногласия между Глушко и Королёвым и в большинстве мемуарных произведений излагается в искажённом виде. Один из биографов Королёва, журналист Я.К. Голованов в своём весьма объёмном труде "Королёв: факты и мифы" (Том 2, Москва, 2007 г.) так изложил историю разработки рулевых двигателей. Предполагаемый по мысли автора разработчик рулевых двигателей Глушко *"заявил, что идея дурацкая, и проектировать эти двигатели он не будет. Что делать? Искать нового смежника? Уламывать, уговаривать и при этом безо всяких гарантий, что всё будет сделано в срок"*. Такая трактовка событий выдумана Головановым на основе известности конечного результата: *"Королёв решает сам создать эти двигатели управления. Первые "семёрки" летали со своими "родными" движками конструкции М.В. Мельникова. Это "задело" Глушко и он, в конце концов, отработал более совершенный движок. Но когда? Когда ракета уже летала"*.

Как же на самом деле развивались события по созданию рулевых двигателей, а затем камер в составе рулевых агрегатов?

В эскизном проекте ракеты Р-7 управление вектором полёта ракеты рассматривалось в двух вариантах: газоструйными рулями и рулевыми двигателями, при этом оба варианта по аналогии с предыдущими ракетами рассматривались относящимися к ракетной системе управления. В выданном в ОКБ-456 в мае 1954 г. техниче-

ком задании оговаривалось, что в случае выбора варианта рулевых двигателей, ОКБ-456 подключается к отработке их запуска на стадии проведения огневых испытаний маршевых двигателей второй ступени совместно с рулевыми после выпуска НИИ-88 технического отчёта об автономной отработке этих двигателей.

Так что Глушко не было необходимости отказываться от реализации "дурацкой идеи". Тем более что Глушко сам в 1932 г. использовал такую идею управления полётом ракеты в своём проекте РЛА-100 (ракетный летательный аппарат для достижения высоты 100 км). Обвиняя Глушко в непринятии идеи применения рулевых двигателей, Голованов проявляет незнание характера Глушко, который не позволял себе критиковать чужие предложения исходя из положения: "Мне не нравится, значит это плохо", хотя неоднократно демонстрировал свою незаурядную интуицию при выборе перспективного варианта конструкции или технического решения. Он всегда руководствовался принципом: если критикуешь - предлагай свой вариант решения. Это же требование распространялось и на ведущих работников ОКБ-456 при обсуждениях технических вопросов на совещании у Глушко.

В выданном ОКБ-1 в конце 1953 г. техническом задании на разработку в ОКБ-456 эскизного проекта двигателей для ракеты Р-7 с уточнёнными характеристиками принятое ранее решение о разработке органов управления полётом ракеты в ОКБ-1 будь то рулевые двигатели или газоструйные рули - не пересматривалось. Однако в процессе дальнейших работ в ОКБ-1 определились с тяговыми характеристиками рулевых двигателей, составивших от 2,5 до 3,7 тс, и пришли к выводам, что хотя эти двигатели и выполняют функции управления траекторией полёта ракеты, но по размерам и конструкции являются ЖРД, в связи с чем их разработку следует вести специалистам, т.е. в ОКБ-456. Такое решение вызвало возражение у Глушко, и он настаивал на сохранении первоначального распределения работ.

Причиной возражений была не прихоть или упрямство, а обеспокоенность за сроки разработки маршевых двигателей. Подтверждение этому мы находим в книге Б.Е. Чертока "Ракеты и люди", том 2: "Глушко отказался делать рулевые двигатели. Ему хватало забот с основными двигателями, так как сроки их доводки находились под угрозой срыва". К этому времени, а была уже вторая половина 1955 г., в ОКБ-456 провели ряд экспериментальных работ, в процессе которых определились трудности с обеспечением охлаждения камер, с получением требуемого удельного импульса тяги и, главное, выявилась неустойчивость горения кислородно-керосинового топлива. Учитывая малочисленность конструкторского подразделения, разрабатывающего камеры в ОКБ-456, дополнительные работы по рулевым камерам выполнять было некому. В то же время в ОКБ-1 имелась разработанная под руководством М.В. Мельникова экспериментальная камера, по техническим характеристикам близкая к камере рулевого двигателя. Имелся в ОКБ-1 и огневой стенд для проведения автономных испытаний рулевых двигателей. Оставалось разработать узел подачи компонентов топлива через подвижные элементы крепления рулевой камеры. Такую конструкцию необходимо было создать впервые, но квалификация работников ОКБ-1 не вызвала сомнения в успешном решении этой задачи. Однако Королёв с предложением Глушко не соглашался, и тому пришлось снова и снова настаивать на сохранении договорённости о разработке рулевых двигателей в ОКБ-1. После очередного обсуждения уставший от этой тяжбы Королёв принял решение: "Не хотите делать свою работу? Обойдёмся без вас, сами всё сделаем". Принимая такое решение, Королёв рассчитывал на технические возможности подразделения под руководством Мельникова, в котором работала группа перешедших из НИИ-1 молодых инженеров, среди них были получившие позднее известность в среде разработчиков ракетной техники Б.А. Соколов



М.В. Мельников

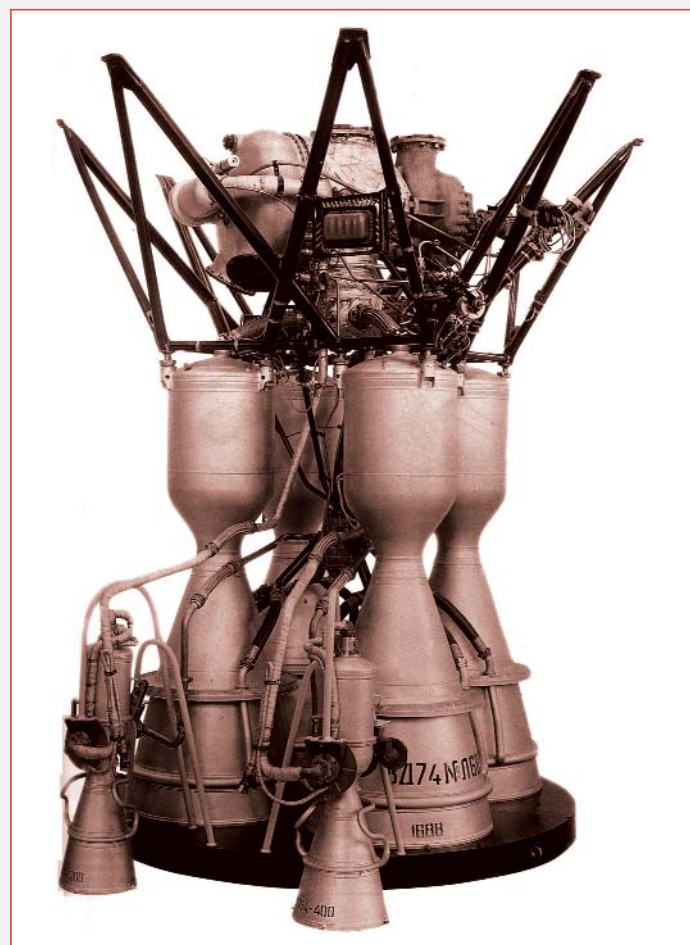
и И.И. Райков. Борис Александрович Соколов и сейчас в строю - продолжает работать в РКК "Энергия" имени С.П. Королёва.

Принятие в качестве основного варианта четырёхкамерного двигателя породило трудности с выбором места размещения и крепления газоструйных рулей. Конструкторы ОКБ-1 успешно справились с этой задачей, предложив установить на первой ступени, как и на второй, рулевые двигатели. В конце 1955 г. работники ОКБ-1 предложили заменить рулевые двигатели рулевыми агрегатами (РА), состоящими из качающейся рулевой камеры, трубопроводов подвода топлива и отсечных клапанов. Топливо в камеру поступало из ТНА маршевого двигателя. Замена рулевых двигателей на РА была оформлена в качестве рацпредложения, зарегистрированного в ОКБ-1. Авторы рацпредложения: работники ОКБ-1 и ОКБ-456. Подача указанного рацпредложения подтверждается воспоминаниями нескольких ветеранов разработки ракеты Р-7, а вот фамилии всех авторов однозначно определить не удалось. 15 февраля 1956 г. Королёв и Глушко подписали техническое решение о подаче топлива в рулевые камеры от основных ТНА и креплении РА к маршевому двигателю первой и второй ступеням вместо газоструйных рулей.

Разработка и доводка рулевых агрегатов проводилась в два этапа: автономные огневые испытания в ОКБ-1 и испытания в составе двигателей на стенде ОКБ-456. Глушко оказался прав, прогнозируя большой объём работ. Конструкторам ОКБ-1 пришлось решить ряд научно-технических проблем. В процессе автономной отработки было проведено около 500 огневых испытаний, проверено более двух десятков различных вариантов конструкции. Доводка конструкции продолжилась в составе двигателей РД-107 и



Общий вид рулевой камеры



РД-107 с рулевыми агрегатами



Стеновая база филиала № 2 НИИ-88



Испытание РД-107 с рулевыми двигателями

РД-108 на стенде в ОКБ-456. Этими испытаниями было выявлено, что на переходных режимах запуска основных двигателей в рулевых камерах периодически возникают высокочастотные колебания давления, разрушающие камеру. Внедрением предложенных работниками ОКБ-456 изменений конструкции рулевых камер этот дефект был устранён и 15 марта 1957 г. Королёв и Глушко подписали итоговое заключение о допуске системы управления полётом ракеты рулевыми агрегатами к лётным испытаниям. В тот же день Глушко в соответствии с данным Королёву обещанием подписал план-график работ на разработку рулевых камер усовершенствованной конструкции к 1 января 1958 г.

В 1957 г. отработка маршевых двигателей РД-107 и РД-108 практически была завершена и у конструкторов ОКБ-456 появилась возможность заняться совершенствованием разработанной в ОКБ-1 конструкции рулевых камер. Это диктовалось необходимостью повышения работоспособности камер в части ликвидации периодически появляющихся "пролизов" внутренней стенки, а также использования более совершенных технологий специализированных двигательных заводов по сравнению с возможностями экспериментального производства ОКБ-1. Новая конструкция рулевой камеры обеспечивает высокую устойчивость сгорания топлива и надёжное охлаждение, а по экономичности на 15...18 с превосходит первоначальный вариант.

Новые рулевые камеры прошли необходимые стендовые проверки в ОКБ-456 и конструкторская документация была передана для товарного производства на серийный завод. Ракета, поднимающая в космос Ю.А. Гагарина, была оснащена рулевыми камерами новой конструкции. Но, несмотря на существенное изменение конструкции камеры, исходный индекс рулевых агрегатов, в состав которых входит камера, остался прежним, данным им в ОКБ-1. Этим Глушко, видимо, хотел подчеркнуть, что рулевые агрегаты всё-таки являются принадлежностью ракетной системы и не входят в состав двигателей. Совместные испытания двигателей с рулевыми агрегатами стали заключительной частью отработки двигателей на стенде ОКБ-456.

Следующий этап отработки ракеты - испытания двигателей в составе ступени, а затем испытания всего "пакета" ракеты, т.е. одновременная работа всех пяти двигателей. Для проведения испытаний на стендовой базе филиала № 2 НИИ-88 близ Загорска был построен специальный стенд, по тому времени крупнейший в мире.

В период с 15 августа 1956 г. по 26 января 1957 г. было испытано 3 боковых и 3 центральных блока ракеты. Выявленные в процессе этих испытаний многочисленные замечания к работе отдельных систем ракеты были проанализированы и устранены. Решение о проведении огневых испытаний всего "пакета" ракеты принималось на совместном совещании по докладам Главных конструкторов о готовности каждой ракетной системы к полёту.

О достигнутых результатах и ближайших планах ведения работ на заключительной стадии создания ракеты Р-7 регулярно докладывались председателем Государственной комиссии по подготовке и проведению лётных испытаний ракеты Р-7 В.М. Рябиковым лично Первому секретарю ЦК КПСС Н.С. Хрущёву, который придавал огромное военно-политическое значение получению на вооружение

межконтинентальной баллистической ракеты с ядерной боеголовкой. Приведём некоторые фрагменты такой докладной записки, направленной 10 апреля 1957 г. В.М. Рябиковым и С.П. Королёвым в адрес Н.С. Хрущёва "О состоянии подготовки к первому пуску межконтинентальной баллистической ракеты Р-7":

"1. 20 февраля на огневом стенде впервые проведено испытание ракеты в целом ("пакет"). Двигательные установки пакета развили тягу 398 тонн. При этом центральная ракета работала полный ресурс времени (283 сек.), а четыре боковых, в целях предосторожности, работали 20 сек. (полное время работы 115 сек.). Испытание прошло с удовлетворительными результатами.

2. 30 марта с.г. проведено второе испытание ракеты в целом на полный ресурс времени при максимальной тяге двигательных установок центральной и боковых ракет. Работа прошла также удовлетворительно. Эти два пуска дают возможность приступить к лётным испытаниям на полигоне.

3. 2 марта с.г. ... первая лётная ракета отправлена на полигон. С 12 марта ведутся подготовительные работы к запуску этой ракеты.

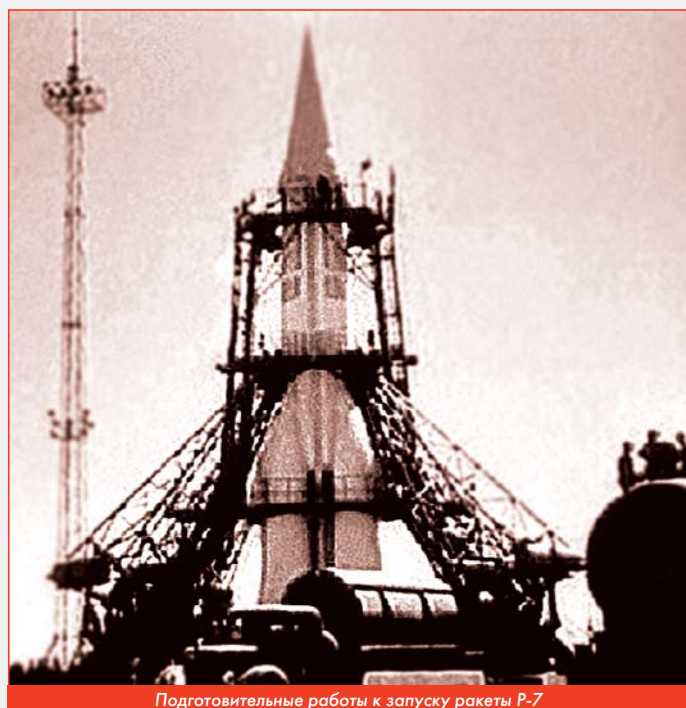
4. В период с 5 по 13 марта с.г. на полигон отправлено 450 специалистов для подготовки ракеты к пуску, остальные отбывают в ближайшие 7-8 дней.

5. Комиссия по проведению испытаний ракеты с августа 1956 г. ведёт систематическую работу по подготовке к пуску и 10-15 апреля с.г. отбывает на место испытаний.

О дате готовности к пуску доложим с места испытаний..."

Остаётся и мне "доложить" читателям, что изложение истории создания ракеты Р-7 продолжится в следующем номере. ▶

(Продолжение следует.)



Подготовительные работы к запуску ракеты Р-7

РАЗРАБОТКА МБР «АТЛАС»

Исследование трофейных документов и информация от вывезенных в Америку немецких ракетчиков открыли для США планы Третьего Рейха по созданию сверхдальних ракет А9/A10, предназначенных для поражения целей на территории Северной Америки. Военные США запросили научное подтверждение осуществимости данного проекта. И в январе 1946 г. инженеры компании Consolidated-Vultee направили свои предложения по двум ракетам дальностью около 10 тыс. км. Одна из них была дозвуковой крылатой ракетой с реактивным двигателем, а вторая - сверхзвуковой баллистической ракетой с жидкостным ракетным двигателем. В проекте баллистической ракеты предлагалось реализовать следующие новаторские для того времени идеи:

- тонкостенный и, соответственно, лёгкий несущий корпус ракеты одновременно является боковыми стенками топливных баков;
- жёсткость корпуса обеспечивается избыточным давлением в баках;
- управление вектором тяги ракеты осуществляется путём качания двигателя в карданном подвесе;
- носовая часть ракеты отделяется после окончания работы двигателя.

19 апреля 1946 года фирма Consolidated-Vultee получила от армейских ВВС контракт стоимостью \$1,893 млн на изготовление и испытания 10 ракет для проверки предложенных инновационных идей. По проекту, получившему обозначение MX-774, необходимо было создать ракету размерности "Фау-2", но с вдвое меньшей массой конструкции, что при том же объёме топлива позволило бы двукратно увеличить дальность полёта.

Однако, из-за сокращения военных расходов буквально за три месяца до первого пуска ракеты, проект MX-774 был отменён. Оставшихся средств хватило только на подготовку и испытания трёх ракет. Пуски состоялись на полигоне Уайт Сендз на год позже запланированного срока. 13 июля 1948 года стартовала первая MX-774В, однако через одну минуту полёта возникшие неполадки в двигателе привели к взрыву. Второй пуск состоялся 27 сентября. На этот раз ракета взорвалась на высоте 64 км. Пуск посчитали удачным, так как аппаратура успела передать на землю основные параметры полёта. Старт третьей MX-774В состоялся 2 декабря. На большой высоте произошло само-



Первый пуск MX-774 с мыса Канаверал

произвольно выключение двигателя - и полётное задание выполнено не было.

Тем не менее, фирма Convair (бывшая Consolidated-Vultee) продолжала работы по ним в инициативном порядке. В январе 1949 г. эта фирма предложила полуступенчатую (условно-пакетную) компоновку ракеты, когда и стартовый и маршевый двигатели включались при нахождении ракеты на земле, а через две минуты полёта, выключались и отбрасывались только стартовые двигатели со своим аэродинамическим обтекателем. Маршевый двигатель продолжал работать. Питание стартовых двигателей топливом осуществлялось при этой компоновке от баков основной ступени. Таким образом, необходимость зажигания ракетных двигателей верхних ступеней на большой высоте отпала.

В январе 1951 года, после начала Корейской войны и сопровождавшего её роста международного напряжения, ВВС США вновь обратили внимание на ракетные программы. Фирма Convair получила контракт на разработку баллистической ракеты MX-1593 (В-65 "Атлас" по новой классификации).

Нагрузка - только что разработанные в США термоядерные

бомбы, имевшие большие габариты и массу.

Но даже с учётом уже апробированных идей ракета "Атласа" получалась более 27 м в высоту, а потребную тягу могли обеспечить 5 двигателей. Работы решено было вести поэтапно. Сначала создавался однодвигательный прототип X-11, затем - трёхдвигательный X-13 и на последнем - пятидвигательный XB-65.

Но и ядерщики не стояли на месте - в 1954 г. была создана термоядерная боеголовка, для которой было достаточно ракеты с тремя двигателями. От пятидвигательного прототипа отказались, а его название присвоили трёхдвигательному прототипу.

В 1955 г. компоновка ракеты "Атлас" была готова. Два сбрасываемых стартовых ускорителя имели высокую тягу, а маршевый двигатель - малую тягу, но высокий удельный импульс. Для стабилизации ракеты и управления ею в полете на корпусе ракеты устанавливались два небольших рулевых двигателя.

Информация о разработке в СССР МБР подстегнула американцев - были даже разрешены запуски ракет без полностью доработанных систем.

Первая попытка запуска прототипа XSM-65A (очередное обозначение) состоялась 11 июня 1957 года. Ракета оторвалась от стартового стола только благодаря тяге разгонных ЖРД (маршевый двигатель на ракету не устанавливался). Через 23 с полёта отказали гироскопы системы управления и "Atlas" при почти полных топливных баках выполнил «мёртвую петлю». Ракету подорвали.

Второй пуск состоялся 25 сентября. Ракету опять пришлось подорвать из-за резкого падения тяги двигателей.

Через девять дней СССР запустил первый искусственный спутник Земли. Первый искусственный спутник Земли вывела на орбиту баллистическая ракета Р-7. Америка была буквально раздавлена, ведь возможности русской «семёрки» позволяли ей нести сверхмощную термоядерную боеголовку.

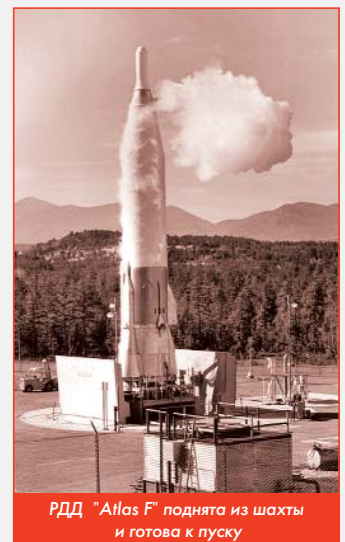
В 1958 году на испытания был представлен следующий прототип - XSM-65B - полностью готовая трёхдвигательная ракета, на которой отработывались ключевые особенности проекта: "наддувные" баки и отделяемые стартовые ускорители.

Последним прототипом "Атласа" стал XSM-65C. Серия запусков в 1958-1959 гг. была проведена с целью отработки системы управления. В ходе одного из полётов была достигнута предельная дальность в 10 200 км, соответствующая техническому требованию, и в апреле 1959 г. на испытания была предъявлена уже серийная ракета - XSM-65D. Успешные её испытания в июле 1959 г. подтвердили расчёты конструкторов, и ракета была принята на вооружение под обозначением SM-65D.

Топливом для двигателей был газолин и жидкий кислород. Два стартовых двигателя Rocketdyne XLR89-NA-5 обеспечивали тягу порядка 700 кН и отстреливались вскоре после старта. Маршевый двигатель - Rocketdyne XLR105-NA-5 - имел тягу порядка 250 кН и работал на всём протяжении полёта. Для стабилизации ракеты на ней были установлены два маневренных двигателя Rocketdyne LR101-NA-7, тягой в 4,4 кН каждый. Общая тяга силовой установки при старте на уровне моря составляла 174 тс.

Всего за время эксплуатации было запущено более 150 МБР "Atlas" разных модификаций, из них 110 успешных (72%), 26 частично успешных и 15 неудачных.

В 1964 г. на боевом дежурстве находилось 144 МБР "Atlas" всех модификаций.



РДД "Atlas F" поднята из шахты и готова к пуску

ПВРД - ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ МОТОРЫ

КАК ЭТО ВСЁ НАЧИНАЛОСЬ

Дмитрий Алексеевич Соболев, ведущий научный сотрудник
Института истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН, ктн



В начале 1930-х годов в СССР начались успешные эксперименты по применению ракетных двигателей в качестве ускорителей взлёта самолётов. В 1934 г. по предложению лётчика-испытателя Н.П. Благина планировалось установить на истребитель жидкостный ракетный двигатель, который был способен дать кратковременный прирост скорости, но из-за отсутствия в то время надёжно работающих ЖРД ничего сделано не было [1]. Между тем в Группе изучения реактивного движения под руководством Ю.А. Победоносцева развернулись исследования по прямоточным воздушно-реактивным двигателям (ПВРД). ПВРД является простейшим типом ВРД. В нём нет ни компрессора, ни турбины, сжатие перед камерой сгорания происходит за счёт специально профилированного канала, через который проходит набегающий поток воздуха. Но работать ПВРД может только в полёте, поэтому взлёт и разгон летательного аппарата должен осуществляться с помощью двигателя другого типа. Чем больше скорость, тем выше степень сжатия и тяга прямоточного двигателя.

В 1933 г. состоялись первые испытания ПВРД в полёте. Для этого был сконструирован миниатюрный прямоточный двигатель в форме снаряда 76-мм пушки. Топливо (белый фосфор) поместили непосредственно в камеру сгорания. Отстрел таких двигателей продемонстрировал работоспособность ПВРД: дальность выстрела за счёт реактивной тяги возросла на километр по сравнению со штатным снарядом [2].

В 1937 г. сотрудник Реактивной секции Стратосферного комитета при Осоавиахиме (ОАХ) Игорь Алексеевич Меркулов предложил построить ракету Р-3 с прямоточным ВРД. В качестве первой, разгонной ступени использовался пороховой двигатель. Конструктор и ученый М.К. Тихонравов поддержал проект. Он писал:

"Представленная записка заключает в себе постановку проблемы воздушно-реактивного двигателя, причём основной упор сделан на создании соответствующего двигателя для работы на дозвуковых скоростях. Постановка такой проблемы в системе ОАХ является своевременной. Воздушный ракетный двигатель для авиации является одним из двигателей ближайшего будущего и над его созданием усиленно работают за границей. Правда в объяснительной записке двигатель мыслится использовать не в авиации, а в бескрылой ракете. С такой постановкой вопроса я не могу согласиться, но считаю, что применение, в случае создания удачного образца двига-



И.А. Меркулов. 1930-е годы

Рассмотрена история первых в мире опытов по применению прямоточных воздушно-реактивных двигателей для увеличения скорости полёта самолётов-истребителей. Они проводились в СССР в конце 1930-х годов и дали положительные результаты.

Reviewed the history of the first experiments on the application of ram-jet engines to increase speed the flight of fighter planes. They were conducted in the USSR in the late 1930 's and yielded positive results.

Ключевые слова: прямоточный воздушно-реактивный двигатель, И.А. Меркулов, истребитель, скорость полёта.
Keywords: ram-jet engine, I.A. Merkulov, fighter, speed of flight.

теля, всегда может быть направлено по правильному пути" [3].

Михаил Клавдиевич был прав: после успешных испытаний Р-3 Меркулова привлекли к работам по использованию ПВРД в авиации. 3 июля 1939 г. на совещании Технического совета НКАП Игорь Алексеевич сделал доклад о результатах экспериментов с прямоточным двигателем на ракетах и о задачах усовершенствования его конструкции для применения в авиации. Он предлагал использовать прямоточные двигатели в сочетании с винтомоторной группой. ПВРД должны были служить в качестве дополнительных моторов (ДМ) для увеличения максимальной скорости. В то время двигатель внутреннего сгорания с воздушным винтом был единственным типом силовой установки, применяемой на самолётах. Он обеспечивал необходимую экономичность при взлёте и на крейсерском режиме, хорошую манёвренность в воздухе. В то же время легкий прямоточный ВРД мог дать лётчику возможность в нужный момент увеличить скорость полёта. Удобство применения ВРД в качестве дополнительного мотора заключалось ещё в том, что он не требовал запасов специального топлива, которое необходимо, например, для жидкостных ракетных двигателей, а мог питаться тем же бензином, что и основной мотор.

Существовал также проект экспериментального самолёта только с ПВРД. Его автором был руководитель Отдела специальных конструкций на заводе № 1 А.Я. Щербakov. Мыслилось, что летательный аппарат будет как планер забуксирован самолётом на большую высоту, а затем, отсоединившись, начнёт снижение. Разогнавшись, лётчик включит прямоточные двигатели и самолёт продолжит полёт с увеличением скорости и высоты [4].

Проект так и остался проектом, начать решили с испытаний ПВРД в качестве дополнительного мотора на серийных самолётах. Меркулова перевели в Отдел изобретений авиазавода № 1. На этом предприятии в августе 1939 г. были изготовлены первые образцы авиационных ПВРД ДМ-1, предназначенные для наземных испытаний. Корпус мотогондолы был сделан из дюралюминия, диаметр двигателя равнялся 240 мм.

Первое стендовое испытание ДМ-1 прошло 3 сентября 1939 г. на аэродроме станции Планерная. Двигатель питался авиационным бензином, подаваемым через форсунки и воспламеняемым от свечей зажигания, при этом в воздухозаборник подавался поток сжатого воздуха. После запуска обнаружилось, что в месте установки свечи в шве от газовой сварки имеется два свища, из которых бьют пары бензина, образуя огненный факел. Но испытание решили не прерывать. ПВРД проработал 26 минут.

17 сентября время непрерывной работы ДМ-1 увеличили до 31 минуты. После этого двигатель осмотрели: он оказался в полной сохранности. Можно было приступать к лётным экспериментам. В сентябре изготовили три экземпляра дополнительных моторов ДМ-2, предназначенных для установки на самолёт. Непрогораемость камеры сгорания обеспечивалась специальной систе-

мой охлаждения, причём в качестве охлаждающей жидкости использовался поступающий в двигатель бензин.

Устойчивость горения в камере сгорания достигалась так называемыми защитными кольцами, установленными внутри камеры. Они создавали зоны с малыми скоростями потока воздуха, в этих защищенных зонах - форкамерах - осуществлялось воспламенение и горение небольшой доли бензина.

Выходящее из-под защитных колец пламя обеспечивало распространение горения на основную массу бензо-воздушной смеси. По размеру ДМ-2 были больше, чем ДМ-1, но по-прежнему очень легки. Их длина равнялась 1500 мм, максимальный диаметр - 400 мм, диаметр выходного сопла - 300 мм, при этом вес составлял 12 кг.

Для исследования работы ПВРД перед лётными испытаниями в Отделе спецконструкций завода № 1 сконструировали аэродинамическую трубу. Максимальная скорость потока воздуха в её рабочей части была 75 м/сек. Опыты в трубе, начавшиеся 22 октября, позволили проверить безопасность работы двигателей, отработать зажигание, устойчивость процесса горения и определить параметры ПВРД. Эти испытания повторялись в течение всего периода лётных исследований ДМ как с целью проверки конструктивных усовершенствований, вносимых в процессе лётных испытаний, так и для периодического контроля за работой и состоянием двигателей.

Для полётов выделили истребитель-биплан Поликарпова И-15 бис (заводской номер 5942) с мотором М-25В. Для предохранения фюзеляжа и хвостового оперения от продуктов сгорания хвост и оперение обшили дюралюминиевыми листами.

Полёты И-15 бис с двумя прямоточными воздушно-реактивными двигателями, установленными под нижними плоскостями самолёта, начали в декабре 1939 г. Испытания поручили лётчику П.Е. Логинову. Первые пять вылетов были сделаны с целью проверки свойств модернизированной машины. Затем начались полёты для отработки запуска двигателей.

25 января 1940 г. состоялось официальное испытание И-15 бис с воздушно-реактивными двигателями. Согласно заданию, Логинов сделал несколько кругов над Центральным аэродромом им. Фрунзе с работающими ПВРД. За время полёта лётчик несколько раз выключал и вновь включал ДМ-2. Работа ПВРД оказалась надёжной, устойчивой и не опасной для самолёта. Даже в том случае, когда лётчик давал в дополнительные моторы максимальный расход горючего, при котором длина выходящего из сопла факела превышала длину фюзеляжа, самолёт совершал виражи и лётчик спокойно управлял им, демонстрируя полную безопасность новой технологии.

Но со стороны казалось, что машина охвачена пламенем. В городе начался переполох, спустя короткое время к воротам аэродрома примчались сразу пять пожарных команд [5].

Испытания прямоточных воздушно-реактивных двигателей на самолёте И-15 бис продолжались до июля. Они проводились с целью испытания различных конструктивных усовершенствований, направленных на сокращение времени запуска реактивного двигателя (оно составляло 40-50 с), улучшение процессов горения и повышение эффективности ПВРД. Затем были осуществлены полёты для замера прироста скорости при работе дополнительных моторов. В

них, кроме Логинова, приняли участие лётчики-испытатели А.В. Давыдов и Н.А. Сопочко. Всего на И-15 бис с ДМ-2 было сделано 54 полёта, из них Логиновым - 34, Давыдовым - 18, Сопочко - 2.

В "Акте об испытании самолёта И-15 бис с воздушно-ракетными моторами" сказано: "На основании результатов лётных испытаний комиссия констатирует, что работами завода "Авиаким" создан авиационный воздушно-ракетный двигатель, который работает на самолёте и увеличивает скорость полёта. Безопасность, огнеупорность и долговечность двигателя проверена продолжительными испытаниями на земле и в полёте.

Вес двух двигателей составляет 24 килограмма. Двигатели питаются из общего бензобака и управляются одной рукой. Установка двигателей может быть осуществлена на любую серийную машину.

Испытаниями установлено, что воздушно-ракетные двигатели увеличивают скорость самолёта при собственной его скорости 315 км/час в среднем на 16 км/час. Наибольшие приросты скорости получены лётчиком Логиновым П.Е. - 21 км/час, что соответствует мощности воздушно-ракетных двигателей в 117 л. с. и лётчиком Давыдовым А.В. - 22 км/ч, что соответствует мощности 124 л. с.

Комиссия считает целесообразным провести испытания на скоростных машинах, где в силу характера воздушно-реактивных двигателей они дадут наибольший эффект" [6].

Более подробные сведения о полётах приведены в таблице.

Результаты испытаний самолёта И-15 бис ДМ-2

Дата полёта	27.02	10.03	11.05	9.06	19.06	20.06
Высота, м	2000	1250	2000	3200	1000	2000
Скорость, км/ч	311	301	304,5	317	302	313
Прирост скорости, км/ч	21	17	22	19,5	18	18

Для дальнейших испытаний был выделен истребитель И-153 № 6034. Этот биплан имел более мощный двигатель, убирающееся шасси, и по скорости превосходил И-15 бис на 70 км/ч. К полётам на И-153 с двумя ДМ-2 приступили в сентябре 1940 г. Их выполняли П.Е. Логинов, А.И. Жуков и А.В. Давыдов. Средний прирост скорости при включении ДМ составил около 30 км/час.

Летом 1940 г. под руководством И.А. Меркулова были изготовлены новые прямоточные двигатели ДМ-4, отличающиеся увеличенными размерами.

Результаты испытаний самолёта И-153 ДМ-2

Дата полёта	27 сентября	12 сентября	20 сентября
Высота, м	2000	2000	2000
Скорость, км/ч	385	385	388
Прирост скорости, км/ч	29	33	27

3 октября 1940 г. прошёл первый полёт на И-153 с ДМ-4. Самолёт поднялся на высоту двух тысяч метров и при собственной скорости 388 км/ч после включения ПВРД увеличил скорость на 42 км/ч. Во время последующих полётов средний прирост скорости составил примерно 40 км/час по сравнению с полётом при неработающих воздушно-реактивных двигателях. 27 октября было достигнуто увеличение скорости на 51 км/ч.

По результатам лётных испытаний самолёта И-153 с дополнительными моторами ДМ-4 был составлен следующий документ: "В ок-



И-15 бис с ПВРД ДМ-2



И-153 с двигателями ДМ-4

тябре 1940 года отдел изобретений завода № 1 провёл лётные испытания самолёта И-153 с воздушно-реактивными двигателями конструкции инженера Меркулова И.А. Воздушно-реактивные двигатели были установлены на самолёте в качестве дополнительных моторов под нижними плоскостями и укреплены на существующих бомбовых балках. Вес двух дополнительных моторов составил 60 кг.

Питание горючим дополнительные моторы получали из того же бензобака, что и основной М-62. Управление дополнительными моторами осуществлялось одной ручкой, установленной в кабине пилота.

Испытание самолёта И-153 производил лётчик Логинов П.Б. на Центральном аэродроме им. Фрунзе. Программа испытаний состояла из 20 полётов, предусматривающих проверку прочности самолёта с дополнительными моторами, испытания работы дополнительных моторов и определения прироста максимальных скоростей.

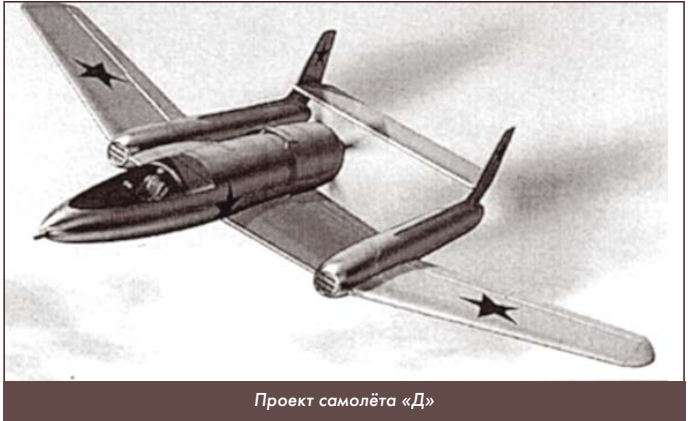
Лётные испытания позволили полностью установить факт эффективной работы воздушно-ракетных двигателей и увеличения благодаря их действию максимальной скорости полёта. Испытанные воздушно-ракетные двигатели обладают способностью работать на любом сорте авиационного бензина. ...Долговечность двигателей проверена продолжительными испытаниями на земле и в полёте.

Лётные испытания установили, что самолёт И-153 при полёте на высоте 2 тыс. метров при работе воздушно-ракетных двигателей увеличивает свою максимальную скорость с 389 км/час до 440 км/час, т. е. увеличивает максимальную скорость полёта на 51 км/час" [7].

Казалось бы, всё идёт хорошо - чем быстрее самолёт, тем больше прирост скорости от "дополнительных моторов". Но проблема была в том, что подвешенные под крылом ПВРД создавали немалое аэродинамическое сопротивление. В результате скорость истребителя после установки на него ДМ-4 снижалась на 40 км/ч, а включение этих двигателей позволяло увеличить её всего на 10 км/ч по сравнению с V_{\max} обычного И-153. Этот недостаток подтвердился позднее при испытаниях истребителя Як-7б с двумя ДМ-4 - "чистый" прирост скорости составил всего 19 км/ч [8].

Чтобы ликвидировать этот недостаток, требовалось "вписать" ПВРД в контуры летательного аппарата. Это попытались сделать в ОКБ А.А. Боровикова и И.В. Флорова на подмосковном авиазаводе № 207 (бывший "Дирижаблестрой"). Во второй половине 1930-х годов Боровиков и Флоров спроектировали оригинальный бесстыечный истребитель-биплан И-207. Его скоростные качества оказались ниже ожидаемых, и военные утратили к нему интерес. Пытаясь спасти своё детище, в сентябре 1940 г. конструкторы решили добавить к основному мотору М-71 реактивные двигатели И.А. Меркулова. Их планировалось установить в нишах по бокам задней части фюзеляжа, выхлоп происходил через общее сопло под килем самолёта. Проект получил обозначение "самолёт № 11". По расчёту он мог развить скорость 654 км/ч на высоте 6000 м.

Комиссия НКАП под председательством Б.Н. Юрьева одобрила проект, посчитав постройку самолёта для эксперимента по применению ВРД целесообразной. Но тут Боровиков и Флоров обратились с новым предложением.



Проект самолёта «Д»

В письме заместителю наркома авиапромышленности А.С. Яковлеву от 10 декабря 1940 г. они утверждали: "Для увеличения скорости самолёта и для более эффективного использования воздушно-ракетного двигателя считаем целесообразным применить следующую схему самолёта - одномоторный моноплан с двубалочным хвостом (в балках которого расположены воздушно-ракетные двигатели), с толкающим винтом, позволяющим использовать разработанный в ЦАГИ ламинарный профиль крыла. ...Просим об изменении выданного нам ранее задания и разрешить проектирование и постройку экспериментального самолёта новой схемы" [9]. Возражений не последовало, И.А. Меркулову поручили изготовить новые прямоточные двигатели ДМ-12 для проектируемой машины. Предполагалось, что с перспективным поршневым двигателем М-120 мощностью 1850 л. с. и двумя ДМ-12 самолёт "Д" будет развивать на высоте 7000 м скорость 690 км/ч без реактивной тяги и 800-850 км/ч при включении ПВРД.

Для получения предварительного опыта под крыльями стоявшего без дела И-207/3 установили два ДМ-4. Испытания проходили в ЛИИ в 1941 г. Из-за войны и эвакуации успели выполнить только несколько полётов для отработки системы бензопитания и совместной работы двигателей. Хотя нормально работал лишь один из двух ПВРД, прирост скорости по сообщениям летавших на самолёте лётчика-испытателя П.М. Попелюшенко и начальника лётной части ЛИИ Д.С. Зосима был заметным [10].

Работы по самолёту "Д" ограничились постройкой его макета и хвостовой балки с ПВРД.

Существовал ещё один довоенный проект истребителя с ПВРД Меркулова. Самолёт был разработан А.Я. Щербаковым в конце 1930-х годов и назывался ИВС ("Иосиф Виссарионович Сталин"). Это должен был быть низкоплан с трёхколесным шасси с носовой опорой, с поршневым двигателем М-120, с пушкой, стреляющей через вал винта, и с пулемётами на крыльях. В задней части фюзеляжа за гермокабиной лётчика находился прямоточный воздушно-реактивный двигатель. Он представлял собой тоннель переменной сечения, имеющий отверстие для забора воздуха снизу у задней кромки центроплана. Внутри тоннеля было несколько рядов форсунок, распыляющих бензин. Тепло, выделяемое при сгорании бензина, преобразовывалось в кинетическую энергию воз-



На самолете И-207/3 в 1941 г. выполнялись полёты с ПВРД



Самолёт 164 конструкции ОКБ Лавочкина с ПВРД-430



Як-7 Б с двумя ПВРД



Самолёт 138 на базе Ла-9 с ПВРД-430

духа. В сужающейся выходной части тоннеля скорость воздуха ещё больше увеличивалась, и на выходе из сопла по расчёту создавала тягу 340 кгс (на $H=8000$ м и $V=700$ км/ч). К воздушному тракту ПВРД по специальным трубам предполагалось подводить горячие выхлопные газы от поршневого мотора, что должно было дополнительно увеличить тягу. Расчётная максимальная скорость ИВС с работающим реактивным двигателем составляла 825 км/ч, потолок - 14 000 м.

Проект рассматривался в Управлении ВВС в сентябре 1940 г. и получил положительную оценку: "предлагаемый конструктором Щербаковым проект скоростного истребителя заслуживает серьёзного внимания в части применения ВРД как средства кратковременного повышения лётных данных самолёта и в части применения герметической кабины" [11].

Вскоре ИВС был переработан под более реальный мотор AM-41, доработана конструктивная схема трёхколесного шасси. Но в связи с сокращением финансирования по экспериментальным самолётам к его постройке даже не приступали.

В годы войны Игорь Алексеевич Меркулов участвовал в работах по установке "прямоточек" на истребителе Як-7Б. Затем он ещё долго и плодотворно трудился над конструированием реактивных двигателей.

Прямоточные двигатели в авиации не прижились, так как не могли создавать тягу при взлёте. Зато ПВРД получили распространение в ракетной технике - на сверхзвуковых самолётах-снарядах, стартующих с помощью обычного ракетного двигателя. **И**

Источники

1. РГВА. Ф. 29. Оп. 35. Д. 59. Л. 64-65.
2. Меркулов И.А. Первые экспериментальные исследования прямоточных воздушно-реактивных двигателей ГИРДа // Из истории авиации и космонавтики. Вып. 3. М., 1965. С. 26-27.
3. АРАН. Р-4. Оп. 14. Д. 2376. Л. 5.
4. Щербаков А.Я. Лётные испытания ПВРД на самолётах конструкции Н.Н. Поликарпова в 1939-1940 гг. // Из истории авиации и космонавтики. Вып. 3. М., 1965. С. 40-41.
5. Маслов М.А. Истребитель И-15 бис. М., 2003. С. 23.
6. АРАН. Р-4. Оп. 14. Д. 2376. Л. 45.
7. Щербаков. С. 47.
8. Путилов К.А. Научно-экспериментальная подготовка лётных испытаний ПВРД на самолёте конструкции А.С. Яковлева в 1942-1944 гг. // Из истории авиации и космонавтики. Вып. 3. М., 1965. С. 56.
9. ЦГАМО. Ф. 4419. Оп. 1. Д. 96. Л. 210.
10. АРАН. Р-4. Оп. 14. Д. 2376. Л. 181-182.
11. ГАРФ. Ф. 8007. Оп. 1. Д. 21. Л. 86 // Сайт Ivan Rodionov's Chronology of Soviet Aviation.

Связь с автором: daso1152@mail.ru

ИНФОРМАЦИЯ

Когнитивная система с элементами искусственного интеллекта (ИИ) ALPHA, разработанная в Университете Цинциннати, при симуляции воздушного боя на тренажёре ни разу не потерпела поражения от опытного пилота. Учебные бои на тренажёре продемонстрировали полное превосходство робота в воздушном бою и показывают направление развития военной авиации.

ИИ ALPHA использует генетические алгоритмы и мгновенно выбирает оптимальный вариант действий. Робот анализирует опыт "воздушных боев", быстро учится и с каждым разом делает все меньше ошибок. ALPHA адекватно воспринимает показания сенсоров, быстро ориентируется в меняющейся обстановке и охватывает своим вниманием сразу всю картину боя. ИИ способен разработать тактический план в динамичной боевой обстановке в 250 раз быстрее человека.

Главным преимуществом ИИ ALPHA является то, что он работает с компьютерами небольшой вычислительной мощности, и этого хватает для сбора информации,

последующего анализа и принятия решения. Для базовых функций ALPHA достаточно даже компьютера за \$35.

ALPHA является очень агрессивной, быстро реагирующей и динамичной системой.

Прежде чем "сразиться" с настоящим пилотом, ALPHA справилась с другими программами симуляции воздушных боев, которые используются в ВВС США для тренировки пилотов.

В долгосрочной перспективе объединение искусственного интеллекта и разработок ВВС США в области воздушных боев может совершить революционный скачок. Сегодня воздушный бой требует от пилота быстрой реакции, мастерства маневрирования, знания аэродинамики, характеристик противника и многого другого. Притом сам бой происходит на высокой скорости, при больших физических перегрузках и информационных потоках. Поэтому во время воздушного боя высока вероятность совершения пилотом ошибки.

Эксперименты с ALPHA позволяют предположить, что в скором времени ИИ

будет интегрирован в летательный аппарат в качестве бортового помощника. Искусственный интеллект будет обрабатывать информацию о текущей ситуации, выбирать тактику действия, управлять оружием, контролировать работу бортовых систем. ИИ может одновременно принимать решения на совершение манёвра уклонения от ракет противника, включать системы радиоэлектронного противодействия, определять самые опасные цели и управлять оружием. Кроме того, ИИ может координировать действия как пилотируемых летательных аппаратов, так и БПЛА. Каждый воздушный бой будет анализироваться, а тактические приемы и возможности противника будут сохраняться в памяти. Как вариант, сценарий боевого применения ИИ может выглядеть следующим образом: очень большое число БПЛА направляются к цели в сопровождении истребителя, управляемого человеком. Истребитель будет находиться поодаль, а его ИИ будет информировать ИИ БПЛА, которые после этого будут выполнять боевую задачу в автономном режиме. **И**



ТАНКИ ОТ И ДО

Олег Никитич Брилёв,

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

(Продолжение. Начало в 6 - 2014, 1-6 - 2015, 1-5 - 2016)

В достаточно пестром парке самоходных артиллерийских установок выделяются две группы. Первая группа - полностью бронированные машины (с защитой на том же уровне, что у танков, или более высокой), способные действовать совместно с танками в передней линии, по существу, "безбашенные" танки. В ней выделяются две подгруппы: машины, оснащенные длинноствольными пушками и предназначенные для борьбы с танками, назывались "танки-истребители" (на базе TIV - с 75-мм пушками), на базе

"Пантеры" с 88-мм пушкой, на базе "Тигра II" - с 128-мм пушкой); машины, оснащенные орудиями с умеренной длиной ствола, но значительного калибра (105, 150 и 380 мм), назывались "штурмовые танки" и предназначались для поражения площадных целей и борьбы с укреплениями. Вторая группа - это частично бронированные машины с противопульной броней, по существу, самоходные орудия. Здесь также выделялись две подгруппы - противотанковая самоходная артиллерия и полевая самоходная артиллерия.

САУ "Jagdpanzer 38 (SdKfz 138/2)" ("Хетцер")



К концу 1943 г. легкие противотанковые САУ семейства "Мардер" были не в состоянии противостоять лучше бронированным и вооруженным новым танкам противника, да и бронезащита была слабой. Требовалась новая самоходная установка - истребитель танков. Тогда и вспомнили про разработанный на пражском заводе ВММ (до оккупации - СКД) в августе - сентябре 1943 г. эскизном проекте САУ нового типа - StuG nA - "штурмовом орудии нового образца". За основу был взят танк Pz. 38(t) и противотанковая 75-мм пушка Pak 39. Первый прототип новой самоходки был изготовлен в марте 1944 г. Компонка машины безбашенная с размещением вооружения в лобовом листе корпуса. Верхний 60-мм лобовой лист наклонен под углом 60°, 40-мм нижний лобовой лист имел наклон 40°. Механик-водитель размещался слева от продольной оси машины. За ним - наводчик и заряжающий, а командир - у правого борта боевого отделения.

75-мм противотанковая пушка Pak 39/2 имела ствол длиной 48 калибров. Смещение пушки вправо от продольной оси машины привело к тому, что углы наведения орудия влево были в два раза меньше, чем вправо (5° и 10°). Вертикальная наводка была возможна в пределах от -6° до +12°.

По конструкции и баллистике Pak 39/2 была идентична пушкам KwK 40 и StuK 40. На дистанции 1000 м бронепробитый снаряд при начальной скорости 790 м/с пробивал 88-мм броню, а подкалиберный снаряд (990 м/с) - 97-мм броню, расположенные под углом 30°.

Пушки Pak 39/2 оснащались дульным тормозом. Однако из-за низкого расположения пушки работа дульного тормоза поднимала облако пыли, демаскирующее самоходку. Поэтому у серийных САУ «Хетцер» дульный тормоз Pak 39/2 свинчивали ещё на заводе.

Пулемет MG 42 размещался на крыше САУ и был прикрыт угловым щитком. Огонь из него вел заряжающий.

Боекомплект пушки состоял из 41 выстрела, пулемета - из 1200 патронов.

В силовом отделении «Хетцера» устанавливался 6-цилиндровый карбюраторный четырехтактный рядный двигатель жидкостного охлаждения Praga AE мощностью 160 л.с. при 2600 об/мин. Топливо - этилированный бензин с октановым числом не ниже 74. Допускалось также использование спирто-бензиновой смеси и диалколя. Два бензобака вмещали 320 л топлива, что обеспечивало запас хода до 185 км.

В январе 1945 г. на "Хетцеры" стали устанавливать улучшенный двигатель мощностью 176 (до 180) л.с., а с марта САУ должна была оборудоваться многотопливным дизелем фирмы "Татра".

Коробка передач Praga-Wilson - планетарная, пятискоростная, с предварительным выбором передач. Максимальная скорость достигала 42 км/ч.

Ходовая часть состояла из четырех (по одному борту) одинарных обрезиненных опорных катков диаметром 810 мм, заблокированных попарно в две балансирные тележки, подвешенные на усиленных полуэллиптических листовых рессорах. Литое ведущее колесо находилось впереди. С каждого борта имелось по одному обрезиненному поддерживающему катку.

Боевая масса САУ составляла 16 т. Всего же было выпущено 2584 САУ «Хетцер»



"Ягдтигр" с шасси конструкции компании "Хеншель"



В качестве шасси для 128-мм пушки Pak 44 L/55 первоначально рассматривался "Фердинанд", но окончательно выбор остановился на ещё проектируемом тяжелом танке "Тигр II".

Деревянный макет новой самоходки в натуральную величину был готов к октябрю 1943 г. Серийный выпуск новой САУ под названием "Panzer-jaeger Tiger" Ausf. B (в индексе Sd.Kfz. 186), впоследствии просто Jagdtiger ("Ягдтигр") должен был начаться в 1944 г. Первоначальный заказ составил 100 самоходных установок.

Разработкой Sd.Kfz. 186 занимались компании "Крупп" и "Хеншель", а производство собирались развернуть на заводах фирмы "Хеншель". Однако стоимость получилась большой; требовалось снизить стоимость серийного образца и сроков его изготовления. Доработка САУ была поручена КБ Фердинанда Порше ("Porsche AG"), которое предложило применить подвеску, аналогичную подвеске "Элефанта". Положительное заключение было получено только к осени 1944 г. Поэтому САУ "Ягдтигр" имели два вида различающейся между собой ходовой части - конструкции Порше и конструкции фирмы "Хеншель". В остальных выпущенных машинах отличались между собой незначительными конструктивными изменениями.

Общая компоновка Jagdtiger в целом повторяла танк «Королевский тигр». Из-за большой массы пушки конструкторы отказались от классического для САУ монтажа орудия в лобовом листе. Его смонтировали на специальной тумбе, которая устанавливалась на полу боевого отделения. Из-за большой отдачи, которая разрушала действовала на ходовую часть, шасси было удлинено на 260 мм, а огонь велся с места. Боекомплект состоял из 38-40 бронепробитых и фугасных выстрелов раздельного заряжания.

Полная боевая масса машины доходила до 74 т (с ходовой частью конструкции Порше).

12-цилиндровый бензиновый двигатель Maybach HL 230 P30 мощностью 700 л.с. позволял САУ развивать на шоссе скорость 41,5 км/ч. При этом САУ преодолевало 140 км.

Всего было изготовлено 80 машин (с ходовой частью от "Порше" - 11)



"Ягдтигр" с шасси конструкции компании "Порше"

САУ "Насхорн"



После исчезновения надежды на блицкриг немцам пришлось взяться за доводку перспективных машин. Сразу стало понятно, что новые тяжелые и средние танки, особенно "Тигры" и "Пантеры", появятся не скоро, было принято простое решение - использовать гусеничные базы имеющихся в армии танков для установки на них мощных артистем. Основу противотанковой артиллерии Вермахта в то время составляло 88-мм орудие Pak 43 на колёсном ходу. Оно была весьма эффективным средством борьбы с бронированной техникой: снаряды Pak 43 относительно легко пробивали башню, борта и нижний лобовой лист даже ИС-2. Любый другой танк СССР, Англии, США не мог противостоять снарядам Pak 43. Однако это орудие было малоподвижным из-за большой массы (порядка 5 т). Для буксировки пушки применялся специальный мощный тягач, а при его отсутствии для перекатки требовалось человек 30. Очень часто при отступлении орудие приходилось бросать. Поэтому было принято решение об установке Pak 43 на САУ.



Эта работа была поручена берлинской фирме Alkett, которая взяла за основу корпус Pz III и модернизировала его. К трансмиссии, дифференциалу, ведущим колёсам и другим агрегатам и узлам были добавлены некоторые элементы ходовой части от танка Pz.Kpfw.IV. От него взяли и двигатель: 12-цилиндровый карбюраторный "Майбах" HL 120TRM (V-образный, четырёхтактный, мощностью 300 л.с.). Топливо - этилированный бензин с октановым числом 74. Двигатель запускался инерционным стартером, раскрутка которого осуществлялась кикстартером. Мощность двигателя позволяла разогнать 24-тонную САУ до 40 км/ч (крейсерская по шоссе - 25 км/ч), по просёлку до 15...20 км/ч. Двигатель установили в центральной части корпуса, а над ним была установлена пушка, для чего смонтировали усиленный настил. Рубка боевого отделения заняла всю кормовую часть машины. Её лобовой лист, он же орудийный щит, имел скруглённую форму, что обеспечивало поворот ствола орудия по горизонтали. Размер рубки позволил установить на самоходке 88-мм пушку Pak 43 с длиной ствола 71 кал. Пушка имела скользящий горизонтально затвор, полуавтоматический механизм заряжания. Скорострельность пушки - до 10 выстр./мин. Сектор её горизонтальной наводки составлял по 15° в каждую сторону, по вертикали - от -5° до +20°. В боекомплект входили 40 орудийных выстрелов, размещённых по бортам в укладках по восемь в каждой: ещё 24 находились на полу боевого отделения. Боекомплект состоял из кумулятивных, бронебойно-трассирующих, осколочно-фугасных снарядов. Бронебойные калиберные снаряды массой 10,2 кг, имея начальную скорость при выходе из ствола более 1000 м/с, могли на дальности 1000 м пробить броню толщиной почти в 200 мм, на 1500 м - до 170 мм. Осколочно-фугасными снарядами массой 9,5 кг можно было вести огонь на дальность до 15 000 м. Главной особенностью компоновки машины явилось размещение трансмиссии и ведущих колёс в передней части её корпуса, а двигателя в центре. Трансмиссия состояла из карданной передачи, главного фрикциона, коробки передач, механизмов поворота и бортовых передач. Она обеспечивала десять скоростей вперёд и одну - назад. Ходовая часть по каждому борту имела восемь сдвоенных обрезиненных опорных катков диаметром 470 мм, попарно соединённых в четыре тележки. Подвеска тележек на листовых рессорах. Два топливных бака по 300 л обеспечивали запас хода по шоссе 260 км, а по пересечённой местности вдвое меньше - 130 км. САУ Sd.Kfz. 164 (получившая название "Насхорн" - "Единорог") благодаря бронепробиваемости была исключительно опасна для всех танков противника, но только на больших расстояниях. В ближнем бою она теряла свои преимущества из-за низкого бронирования. Принятая на вооружение в конце 1942 г., САУ серийно выпускалась с февраля 1943 г. До конца войны было выпущено 494 машины.



САУ "Хуммель"



После начала боевых действий на Восточном фронте немецкому командованию пришла идея создания "единого танка" на базе PzKpfw III и PzKpfw IV. Но не успели в начале 1942 г. создать унифицированное шасси Geschützwagen III/IV, как уже в марте проект закрыли. Тем не менее, разработка не пропала, на базе этого шасси была создана САУ с 150-мм гаубицей sFH 18. Проект, которым занималась фирма Alkett, получил одобрение в июле 1942 г., и сразу было запланировано произвести 200 САУ под названием "Hummel" (войсковой индекс Sd.Kfz. 165). Но в октябре, с появлением самоходки, вооружённой 88-мм Pak 43 ("Насхорн"), было решено к лету 1943 г. изготовить по 100 машин каждого типа. Производство самоходок «Hummel» началось в феврале на заводе фирмы "Deutsche Eisenwerke" в Дуйсбурге, когда собрали первые 5 установок. От танка PzKpfw IV взяты несколько изменённый корпус, ходовая часть с опорными катками, поддерживающими роликами, подвеской, ленивцами, гусеницами, устройствами натяжения трактов. От танка PzKpfw III САУ получила двигатель Maybach HL 120TRM с трансмиссией SSG-77, тормозные устройства, ведущие колёса, механизмы управления. Специально для САУ разработаны новые валы, передающие мощность от двигателя, выхлопные патрубки, масляные фильтры, инерциальные отводы, топливopроводы, зимнее оборудование.

Как и в случае с самоходкой "Насхорн", двигатель располагался впереди, что позволило уменьшить высоту боевого отделения. Ствол орудия находился на высоте 2,3 м, что было очень неплохо для машины такого типа. Открытая сверху броневая рубка располагается в центральной и кормовой части машины. Толщина стенок рубки составляет 10 мм.

Вооружение: 150-мм тяжёлая полевая гаубица sFH 18 L/30. Ствол гаубицы имел длину 440 см. Для стрельбы применялись фугасные, бетонобойные, бронебойные и дымовые снаряды. Дальность огня осколочно-фугасными снарядами массой 43,5 кг достигала 13,3 км (начальная скорость снаряда на срезе ствола составляла 595 м/с). В связи с тем, что использовались выстрелы раздельного заряжания, скорострельность была относительно невелика. Горизонтальный угол наводки гаубицы составлял 30°, а вертикальный - 42°. Боекомплект состоял из 18 снарядов, что было совершенно недостаточно. Поэтому выпускались подвозчики боеприпасов, которые, как правило, представляли собой те же САУ, но без вооружения. На четыре самоходные гаубицы выделялся один подвозчик боеприпасов. В качестве вспомогательного вооружения использовался 7,92-мм пулемёт MG 34 или MG 42. Боекомплект состоял из 600 патронов. Экипаж САУ состоит из 6 человек (водитель и расчёт орудия). Корпус "Хуммеля" изготавливался из катаных броневых листов толщиной от 15 мм до 30 мм.

Масса "Хуммеля" составляет 24,4 т. Мощности двигателя было достаточно для достижения по шоссе скорости 40, а по просёлочной дороге 28 км/ч. Бензобак вмещал 218 л, чего было достаточно для преодоления 215 км по шоссе и 140 км по просёлку. Общий выпуск составил 714 САУ и 157 подвозчиков боеприпасов на их базе.



Полевая гаубица sFH 18 L/30



В германской армии, в связи с господством в воздухе союзной авиации, в конце войны стали создаваться в значительном количестве зенитные самоходные установки.

Достаточно широкое распространение получили полугусеничные бронетранспортеры с частичным и полным бронированием для мотопехоты танковых дивизий. Для разведки наряду с легкими танками использовались многоосные бронеавтомобили с пушечным вооружением. **А**

(Продолжение следует.)



ЗСУ "Flakpanzer I"

Уже в ходе II Мировой войны стало понятно, что для защиты от ударов с воздуха необходимо в составе танковых подразделений, ведущих боевые действия, иметь зенитные самоходные установки (ЗСУ) на бронированном шасси. По этой причине в начале 1940 г. было принято решение об использовании танка Pz.Kpfw.I Ausf.A в качестве ходовой части ЗСУ. Задание на разработку было направлено фирмам Alkett и Daimler-Benz. На месте демонтированной башни устанавливалась 20-мм автоматическая пушка FlaK 38, обладавшая боевой скорострельностью 220 выстр./мин. Вертикальные углы наведения находились в пределах от -10° до +87°. Для действий по воздушным целям состав экипажа насчитывал 8 человек. Но для защиты их всех от пуль и осколков был только лобовой броневит. Поскольку места для боекомплекта практически не оставалось (часть снарядов перевозилась внутри корпуса за сиденьем водителя) для самоходки пришлось разработать специальный прицеп Sd.Ah.51. На Pz.Kpfw.I Ausf.A устанавливался оппозитный 4-цилиндровый карбюраторный двигатель воздушного охлаждения модели Крупп М305. Двигатель имел рабочий объем в 3460 см³ и мог развивать максимальную мощность около 60 л.с. при 2500 об./мин. Двигатель устанавливался в лобовой части моторного отделения по продольной оси танка, по бокам от него располагались карбюраторы и воздушные фильтры. Топливом для М305 служил этилированный бензин с октановым числом 76, два топливных бака ёмкостью 72 литра каждый размещались в кормовой оконечности моторного отделения. Трансмиссия Pz.Kpfw.I размещалась в лобовой части корпуса и частично в боевом отделении и отделении управления. Ходовая часть Pz.Kpfw.I Ausf.A применительно к одному борту состояла из: сдвоенного ведущего колеса, четырёх одиночных обрезиненных опорных катков диаметром 530 мм, обрезиненного ленивца, опущенного на землю и игравшего роль пятого опорного катка, и трёх обрезиненных поддерживающих катков. Опорные катки и ленивец - литые; опорные катки - алюминиевые, ленивец - стальной. Подвеска опорных катков — смешанная. Первый опорный каток подвешен индивидуально, на балансирах, соединённом с пружиной и гидравлическим амортизатором. Второй и третий опорные катки, а также четвёртый опорный каток и ленивец заблокированы попарно в тележках с подвеской на листовых рессорах. Все изготовленные "Flakpanzer I" использовались на Восточном фронте. Благодаря господству Люфтваффе в воздухе в 1941 г. данная ЗСУ для борьбы с воздушными целями привлекалась редко. Чаще - для огневой поддержки своих войск против наземных целей (численность расчёта в этом случае составляла 5 человек). Построено 24 серийные ЗСУ "Flakpanzer I".

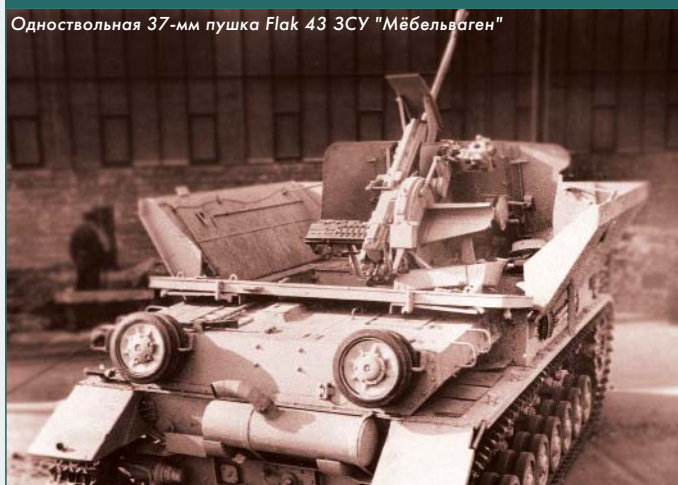


ЗСУ "Flakpanzer I" ведёт огонь по наземным целям



Счетверённая установка 20-мм пушек Flakvierling 38 ЗСУ "Мёбельваген"

К лету 1943 г. немцам стало понятно, что превосходство в воздухе утеряно и срочно потребовалось обеспечить танковые части мобильным средством противовоздушной обороны. Первое решение - создать ЗСУ на базе среднего танка Pz.Kpfw.IV, вооруженную спаренными 37-мм зенитными пушками. Но из-за дефицита сдвоенных лафетов для 37-мм пушек пришлось выбирать между одноствольными 37-мм пушками FlaK 43 и счетверёнными установками 20-мм пушек Flakvierling 38. Последний вариант был изготовлен, продемонстрирован руководству и получил одобрение, но в серию не пошёл. В октябре 1943 года фирма Krupp собрала первый прототип новой зенитной самоходной установки с пушкой FlaK 43. Первые серийные машины были построены к началу апреля 1944 г. и выпускались до конца войны. Всего было изготовлено порядка 240 ЗСУ "Мёбельваген".

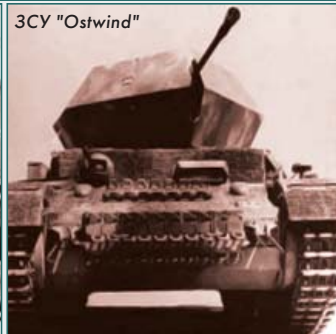


Одноствольная 37-мм пушка FlaK 43 ЗСУ "Мёбельваген"

В декабре 1943 г. были завершены испытания еще одной самоходной зенитной артсистемы, вооруженной счетверённой установкой 20-мм скорострельных зенитных орудий Flakvierling 38 L/65. Конструкция установки была более удачной по сравнению с предыдущими: вместо стандартной башни была установлена новая - девятигранная с открытым верхом. Благодаря такой конструкции башни удалось сократить время перевода ЗСУ из походного положения в боевое. Производство ЗСУ под названием "Wirbelwind" было развернуто фирмой Ostbau Werke на заводе в г. Сагане (Силезия). Было произведено до 105 таких ЗСУ. Но, как и с ЗСУ "Мёбельваген", вскоре выяснилась низкая эффективность 20-мм снарядов против авиации. В результате была разработана и с марта 1944 г. начала выпускаться ЗСУ Flakpanzer IV "Ostwind" с одним 37-мм автоматическим зенитным орудием FlaK 43 с боекомплектом 416 выстрелов. Был учтён и боевой опыт - толщину брони рубки довели до 25-мм. Эти артсистемы были запущены в массовое производство там же, где и её предшественница. Всего выпущено 44 ЗСУ "Ostwind".



ЗСУ "Wirbelwind"



ЗСУ "Ostwind"

ЗСУ "Kugelblitz"



Последняя немецкая ЗСУ "Kugelblitz" разработана в 1944 г. фирмой "Даймлер-Бенц". Она оснащалась двумя 30-мм скорострельными зенитными пушками 103/38 фирмы "Рейнметалл-Борзинг". Скорострельность ЗСУ - 30 снарядов в секунду! А время перевода в боевое состояние практически отсутствовало. Эти два фактора определили выдачу положительного заключения о принятии ЗСУ "Kugelblitz" на вооружение. К февралю 1945 г. удалось изготовить пять экземпляров данного ЗСУ, но серийное производство организовать не удалось из-за непрерывных бомбардировок заводов «Deutsche Eisenwerke» в Пуле. Масса ЗСУ "Kugelblitz" составляла 25 000 кг. Двигатель "Maybach" HL120TRM мощностью 300 л.с. позволял развивать по шоссе скорость 40 км/ч и 28 км/ч по проселку. Емкости бензобака в 218 л было достаточно для преодоления по шоссе 210 км (140 км по просёлку). Орудие - авиационная пушка Mk 103x2, калибр 30 мм, длина ствола 40 калибров. Боекомплект - 1200 снарядов в четырёх лентах. Начальная скорость снаряда 750 м/с. В лобовой бронелисте установлен пулемёт MG-34, боекомплект 600 патронов.

Сферическая башня ЗСУ "Kugelblitz"



Разведывательный танк ТII "Luchs"



Разведывательный лёгкий танк в Германии начали разрабатывать ещё в 1938 г. Были разработаны несколько прототипов и даже произведены небольшие серии, но только после того, как в июне 1942 г. провели очередные испытания, победа досталась проекту фирмы "MAN". Танк был принят на вооружение под наименованием Panzerkampfwagen II Ausführung L "Luchs". Масса танка составляла 11,8 т. Двигатель жидкостного охлаждения Maybach HL 66r (6-цилиндровый, карбюраторный, 4-тактный, рядный) мощностью 180 л.с. Скорость по шоссе достигала 60 км/ч, запас хода по пересечённой местности 150 км. Сварной корпус коробчатой формы имел три отделения (управления, боевое и моторное). Экипаж танка состоял из четырёх человек. В лобовой части корпуса располагались механик-водитель и радист. В двухместной башне размещались командир (он же наводчик) и заряжающий. Вооружение: 20-мм танковая пушка KwK 38 и пулемёт MG 34. Боекомплект: 330 снарядов и 2250 патронов. На «Лухс» ставились радиостанции FuG 12 и Fu.Spr.f. Было заказано 800 танков, но произвели всего 131 машину.

Бронетранспортёр Sd.Kfz.251/1



Германский танковый теоретик генерал Г. Гудериан предвидел, что в условиях все возрастающей эффективности противотанкового оружия потери атакующих танков, не имевших прикрытия пехоты, будут слишком большими. В Германии было принято решение, что пехота, сопровождающая танки, должна быть посажена на бронетранспортеры. Немецкие бронетранспортеры разрабатывались на базе полугусеничных артиллерийских тягачей. Так, на базе 3-тонного Sd.Kfz.11 был создан бронетранспортер Sd.Kfz.251 и предназначался для транспортировки мотопехотного отделения. Бронетранспортёр имел открытый сверху броневой корпус, сваренный из катаных бронелистов, расположенных под большими углами наклона и крепившихся к раме шасси болтами. Шасси имело классическую автомобильную компоновку с размещением двигателя перед кабиной водителя, вследствие чего отделение управления располагалось посередине машины, между моторным и десантным отделениями. Никаких бойниц в бортах предусмотрено не было, и пехотинцы могли вести огонь из личного оружия только поверх бортов. Штатное вооружение бронетранспортера состояло из 7,92-мм ручного пулемета MG 34. На бронетранспортере устанавливался 6-цилиндровый карбюраторный рядный двигатель жидкостного охлаждения Maybach HL42TUKRM мощностью 100 л.с., позволявший 8-тонной машине разогнаться на шоссе до максимальной скорости 53 км/ч. Запуск двигателя осуществлялся электростартером и дублировался инерционным стартером с ручной раскруткой. Топливный бак емкостью 160 л располагался под полом десантного отделения в кормовой части корпуса. Максимальный запас хода машины при движении по шоссе достигал 300 км. Управление машиной осуществлялось с помощью рулевого механизма автомобильного типа. Поворот на небольшой угол (до 6°) производился поворотом передних колес; при более крутых поворотах, кроме того, тормозилась соответствующая гусеница. С июня 1939 г. по март 1945 г. немецкие заводы изготовили 15 252 боевые машины 23-х модификаций в 4-х базовых вариантах. Наиболее массовой была модификация Sd.Kfz.251/1 - линейный средний бронетранспортер, перевозивший мотопехотное отделение из десяти человек. Кроме того, существовали самоходные артиллерийские, противотанковые, зенитные установки различных калибров и т.д. Таким образом, было создано целое семейство боевых машин для оснащения мотопехотных подразделений танковых и моторизованных дивизий вермахта. На 1 марта 1945 г. в немецких войсках оставалось 6540 различных машин.

Бронетранспортёр Sd.Kfz.251/22 с 75-мм противотанковой пушкой Pak40/1



Немецкие танки, разработанные в годы Второй мировой войны

Показатель	TIII Мод. J-0	TIV Мод. H-K	TV «Пантера»	TVI «Тигр I»	TVI «Тигр II»	TII «Лухс»
Годы производства	41-43	41-45	42-45	42-44	44-45	44-45
Масса, т	23	24,6	45,5	55	68	12
Экипаж, чел.	5	5	5	5	5	3
Калибр пушки, мм	50	75	75	88	88	20
Начальная скорость снаряда, м/с	835	750	935	780	1035	-
Боекомплект к пушке, выстр.	99	87	79	92	84	-
Толщина брони корпуса, мм	50	80	140	102	230	30
Максимальная скорость, км/ч	40	40	46	38	38	60
Запас хода по шоссе, км	105	157	200	100	120	-
Мощность двигателя, л.с.	300	300	700	700	700	178
Среднее давление на грунт, кг/см ²	1,05	0,89	0,88	1,05	0,96	-

Таблица 6

Sodick



39000 линейных электроискровых станков в эксплуатации

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

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

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



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

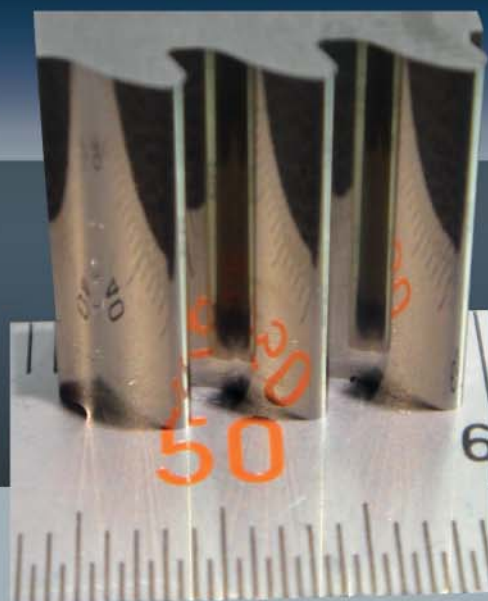
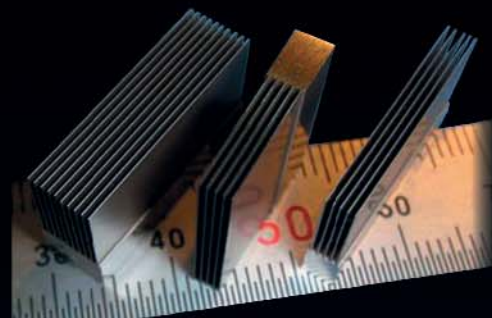
60 лет опыта производства ЭИ станков!

НАНОШЕРОХОВАТОСТЬ

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

Sodick

www.sodicom.biz



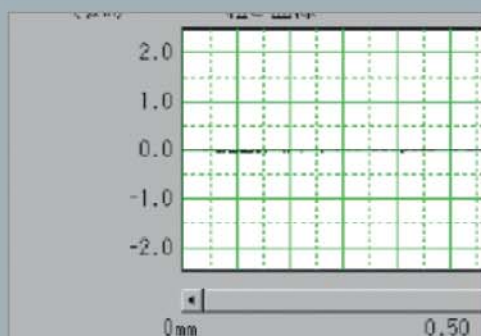
AP250L

Рекордное зеркальное выхаживание
до уровня $Rz=50$ нанометров;

Сверхточная вырезка твердых сплавов
без выпадения кобальта;

Прецизионная вырезка тонкой проволокой
высоких пуансонов.

ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ В МАСЛЕ =
= ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ В ВОДЕ



Параметр-на	В	Единица
Ra	0.0061	мкм
Ra(1)	0.0072	мкм
Ra(2)	0.0088	мкм
Ra(3)	0.0062	мкм
Ra(4)	0.0060	мкм
Ra(5)	0.0043	мкм
Rz	0.0578	мкм
Rz(1)	0.0600	мкм
Rz(2)	0.0440	мкм

Рекорд отрасли!



Динамичность.

Выдерживают высокие рабочие нагрузки
столь же легко, как и конечное изделие:
станки Hermle для изготовления
инструментов и пресс-форм.



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

Open House в Госхаиме 20 - 23 апреля 2016 года

www.hermle.de

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

